

COMAERO  
COMITE POUR L'HISTOIRE DE L'AERONAUTIQUE

UN DEMI-SIÈCLE D'AÉRONAUTIQUE EN FRANCE

**LES TRAINS D'ATERRISSAGE  
ET  
LES SYSTÈMES ASSOCIÉS**

Ouvrage coordonné par Jacques Veaux

Cet ouvrage a été coordonné par Jacques Veaux,  
avec des contributions de Bernard Bouchez, Jean Guichard et Claude Marcheron.

La mise en forme en a été assurée à la Division Histoire de l'armement  
par Alexis Hamel, Françoise Perrot, et Patrice Bret.

## SOMMAIRE

INTRODUCTION .....	9
CHAPITRE 1	
UN GRAND ENSEMBLE FONCTIONNEL :	
LE TRAIN D'ATTERRISSAGE ET LES SYSTEMES ASSOCIES .....	13
LES MISSIONS ASSUREES .....	13
LES PARTICULARITES DU TRAIN D'ATTERRISSAGE .....	14
LES AVANCEES TECHNOLOGIQUES MAJEURES .....	15
LES FACTEURS DE L'EVOLUTION .....	17
<i>La recherche technologique</i> .....	17
<i>Les nouveaux outils de conception</i> .....	18
<i>Les moyens mis en place en France</i> .....	19
<i>Le savoir-faire des équipes</i> .....	20
CONCLUSION : UN DEMI-SIECLE DE PROGRES .....	21
CHAPITRE 2	
HISTOIRE DE L'INDUSTRIE FRANCAISE	
DU TRAIN D'ATTERRISSAGE 1945 -1995.....	23
RETOUR HISTORIQUE SUR L'AVANT-GUERRE.....	23
<i>La naissance de l'industrie française du train d'atterrissage</i> .....	23
<i>Premier essor en France</i> .....	24
<i>Un premier parcours anglais</i> .....	25
1945 -1950 : LE REDEMARRAGE DE L'APRES-GUERRE .....	25
<i>En France</i> .....	25
<i>Messier en Angleterre</i> .....	25
1950 -1970 : UNE INDUSTRIE QUI SE REPOSITIONNE .....	26
<i>Premières restructurations</i> .....	26
<i>Le parcours des trois acteurs</i> .....	26
LA GRANDE RESTRUCTURATION FRANCAISE.....	28
<i>Les motivations</i> .....	28
<i>Les étapes</i> .....	29
<i>L'achèvement</i> .....	30
1970 -1980 : UNE ACTIVITE INTENSE ET UN DEVELOPPEMENT HEURTE .....	30
<i>Le démarrage hésitant de l'Airbus A300</i> .....	30
<i>Les succès sur le programme A310</i> .....	31
<i>La percée des freins carbone sur le Mirage 2000</i> .....	31
1980 -1990 : LES SUCCES ET LES DIFFICULTES S'ENCHAINENT.....	31
<i>Les nouveaux à-coups des programmes Airbus au début des années 1980</i> .....	31
<i>Succès et régression sur le programme A320</i> .....	32
<i>La percée des freins carbone sur les programmes civils</i> .....	32
<i>Les autres programmes marquants de la décennie</i> .....	33
<i>Péripéties à l'occasion des programmes A330 et A340</i> .....	33
LES VOIES DU REDRESSEMENT .....	34
<i>La réorganisation des services et des sites</i> .....	34
<i>Le redressement puis le développement de l'après-vente</i> .....	35
<i>Les investissements industriels</i> .....	35
<i>La campagne de promotion aux Etats-Unis</i> .....	36
LA CREATION DE MESSIER-DOWTY .....	37
<i>Les motivations et le processus</i> .....	37
<i>Les caractéristiques de la nouvelle société</i> .....	39

LE POLE TRAINS D'ATTERRISSAGE ET SYSTEMES ASSOCIES DE SNECMA .....	39
<i>La prise du contrôle total de Messier-Dowty par Snecma</i> .....	39
<i>L'intégration des activités liées au frein carbone</i> .....	40
<i>Des sociétés couvrant la totalité des matériels concernés</i> .....	40
<i>Des acteurs majeurs sur l'échiquier international</i> .....	41
UN DEMI-SIECLE D'HISTOIRE EN PERSPECTIVE .....	41
<i>Permanence et évolutions</i> .....	41
<i>Le rôle de l'Etat</i> .....	42
<i>Le rôle des industriels</i> .....	43
ANNEXE 2.1 - LES PROGRAMMES GAGNES DE 1970 A 1980 .....	44
ANNEXE 2.2 - LES RETOMBÉES SUR LE MARCHÉ INTERNATIONAL (1950 -1995) .....	45
CHAPITRE 3	
LES ATTERRISEURS .....	47
CONSIDERATIONS GENERALES .....	47
<i>Fonctionnalités</i> .....	47
<i>Classifications</i> .....	48
<i>Particularités</i> .....	49
RAPPEL HISTORIQUE : DES ORIGINES A LA SECONDE MONDIALE .....	50
<i>L'origine des besoins</i> .....	50
<i>La nécessité d'atténuer les efforts à l'impact</i> .....	50
<i>Le besoin de trains rétractables</i> .....	51
<i>L'apport de George Messier</i> .....	51
<i>Etat de l'art à la veille de la seconde guerre mondiale</i> .....	52
UN DEMI-SIECLE D'ÉVOLUTION DES ATTERRISEURS, EN FRANCE .....	53
<i>Le redémarrage de l'après-guerre</i> .....	53
<i>A partir de 1950 : des programmes porteurs d'évolutions technologiques</i> .....	54
<i>Les atterrisseurs des avions de combat – 1<sup>ère</sup> période : de 1950 à 1965</i> .....	55
<i>Les atterrisseurs des avions de combat – 2<sup>ème</sup> période : de 1965 à 1995</i> .....	58
<i>Les atterrisseurs des « gros » avions militaires</i> .....	60
<i>Les atterrisseurs des avions de transport commercial :</i>	
1) <i>Caravelle</i> .....	62
2) <i>Concorde</i> .....	62
3) <i>l'Airbus A300B</i> .....	64
4) <i>l'Airbus A310</i> .....	65
5) <i>les Airbus A320 et A330/A340</i> .....	66
6) <i>le Mercure</i> .....	67
<i>Les atterrisseurs des avions d'affaires – Les Falcons</i> .....	67
<i>Les atterrisseurs des avions de transport régional</i> .....	69
<i>Les atterrisseurs des hélicoptères</i> .....	69
LA RECHERCHE SUR LES MATERIAUX .....	71
<i>Le rôle essentiel de la recherche sur les matériaux pour atterrisseurs</i> .....	71
<i>Les aciers à très haute résistance</i> .....	72
<i>Les alliages légers</i> .....	73
<i>Les autres matériaux métalliques</i> .....	74
<i>Les matériaux composites</i> .....	75
<i>Autres thèmes de recherche</i> .....	76
<i>La collaboration entre les industriels et l'Etat</i> .....	76
LA RECHERCHE SUR LES METHODES DE CONCEPTION .....	78
<i>L'intégration des nouveaux outils d'aide à la conception</i> .....	78
<i>Les nouvelles méthodes développées</i> .....	78
<i>La contribution de l'Union Européenne</i> .....	80
<i>L'implication des avionneurs</i> .....	81

UN EXEMPLE DE RECHERCHE APPLIQUEE : LES AMORTISSEURS.....	81
<i>Considération générales sur les amortisseurs d'avion</i> .....	81
<i>Recherches conceptuelles</i> .....	82
<i>Investigations technologiques</i> .....	83
L'ÉVOLUTION DE LA NORMALISATION APPLICABLE AUX ATERRISSEURS .....	83
<i>Contexte général</i> .....	83
<i>La normalisation des atterrisseurs pour avions militaires</i> .....	84
<i>La normalisation des atterrisseurs pour avions civils</i> .....	85
<i>Les cas forfaitaires et les calcul rationnels</i> .....	86
LES ESSAIS D'ATERRISSEURS .....	86
<i>La place des essais dans le processus de développement</i> .....	86
<i>Essais classiques et essais spécifiques</i> .....	87
<i>L'importance des moyens requis– Le rôle de l'Etat et de l'industrie</i> .....	88
<i>Les essais de chute</i> .....	89
<i>Autres essais dynamiques</i> .....	90
<i>Les essais statiques</i> .....	91
<i>Les essais de fatigue</i> .....	92
<i>Les essais fonctionnels en laboratoire</i> .....	93
<i>Les essais sur avion : 1) Le rôle des avionneurs</i> .....	94
<i>Les essais sur avion : 2) Le rôle du CEV</i> .....	96
LA PRODUCTION DES ATERRISSEURS.....	97
<i>Une production spécifique pour des produits spécifiques</i> .....	97
<i>La nécessité de l'évolution</i> .....	99
<i>L'évolution des moyens</i> .....	100
<i>La maîtrise du savoir-faire</i> .....	102
ANNEXE 3.1 - LES ESSAIS D'INVESTIGATION SUR ATERRISSEURS	
AU CEV DE BRETAGNE (1955 -1980).....	104
ANNEXE 3.2 - ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 3.....	106
CHAPITRE 4	
LE FREINAGE DES AVIONS .....	121
CONSIDERATIONS GENERALES SUR LE FREINAGE DES AVIONS.....	121
LES ROUES D'AVION .....	122
<i>Généralités</i> .....	122
<i>L'évolution technologique des roues</i> .....	123
<i>Les études et recherches sur les roues</i> .....	124
L'ÉVOLUTION TECHNOLOGIQUE DES FREINS D'AVION – GENERALITES.....	125
LES FREINS A DISQUES METALLIQUES.....	125
<i>Les freins à rotor(s) monobloc(s) en acier et garnitures organiques</i> .....	125
<i>Les freins à rotor(s) en cuivre et garnitures organiques</i> .....	125
<i>Les freins à disques acier, et éléments de friction en matériau fritté</i>	
<i>à base métallique</i> .....	126
<i>Le frein à disques en béryllium</i> .....	128
LES PREMIERES TENTATIVES D'UTILISATION DU CARBONE.....	129
<i>Le frein à rotor en carbone cristallin</i> .....	129
<i>Le frein « carbo-compact »</i> .....	129
LES FREINS A DISQUES EN CARBONE-CARBONE.....	129
<i>Les débuts sur les freins d'avions militaires</i> .....	129
<i>Les débuts sur les freins d'avions civils</i> .....	131
<i>L'essor des freins carbone</i> .....	132
<i>Les leçons de l'expérience en utilisation</i> .....	133
<i>Les recherches d'amélioration – Le « plan carbone »</i> .....	133

HISTORIQUE DU DEVELOPPEMENT DU CARBONE-CARBONE SEPCARB	
POUR FREINS D'AVIONS .....	134
L'ÉVOLUTION DE L'INDUSTRIE FRANCAISE DES FREINS D'AVION.....	139
LA REGULATION DE FREINAGE.....	140
<i>Origine des besoins</i> .....	140
<i>La limitation de la décélération angulaire des roues</i> .....	141
<i>Le contrôle du glissement – La genèse</i> .....	142
<i>Le contrôle du glissement – La mise au point</i> .....	144
<i>Le développement du SPAD</i> .....	145
<i>Les premiers pas du SPAD sur le marché international</i> .....	146
<i>Les développements parallèles au SPAD</i> .....	147
LA COMMANDE DE FREINAGE .....	148
<i>La commande électrique du freinage</i> .....	148
<i>Le freinage automatique</i> .....	149
LES SYSTEMES DE FREINAGE .....	150
<i>Composition</i> .....	150
<i>Architecture</i> .....	151
<i>L'évolution des systèmes de freinage</i> .....	152
<i>La simulation des systèmes de freinage</i> .....	154
<i>L'industrie française des systèmes de freinage</i> .....	154
LA REGLEMENTATION .....	155
<i>Les normes en vigueur</i> .....	155
<i>Les niveaux de sanction</i> .....	156
LES ESSAIS DE FREINAGE.....	157
<i>Les machines d'essais des roues et freins (et pneumatiques)</i> .....	157
<i>Les essais de performance sur avions</i> .....	159
<i>Les essais d'évaluation sur avion</i> .....	160
ANNEXE 4.1 - « LA » COURBE DE $\mu$ .....	162
ANNEXE 4.2 - LES ESSAIS D'INVESTIGATION SUR LE FREINAGE	
AU CEV DE BRETIGNY (1955 -1980).....	164
ANNEXE 4.3 - ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 4.....	165
CHAPITRE 5	
LES PNEUMATIQUES AERONAUTIQUES .....	181
LA SPECIFICITE DES PNEUMATIQUES AERONAUTIQUES .....	181
LES PNEUMATIQUES CONVENTIONNELS .....	181
LES PNEUMATIQUES RADIAUX .....	184
<i>Les prémices</i> .....	184
<i>Premier vol mondial d'un pneumatique à carcasse radiale</i> .....	185
<i>Applications du pneumatique radial dans l'aviation civile et militaire</i> .....	185
LE PNEU, UNE TECHNOLOGIE COMPLEXE (DOCUMENT DE LA SOCIETE MICHELIN).....	186
<i>Les fonctions du pneumatique</i> .....	186
<i>Qu'est-ce qu'un pneumatique ?</i> .....	187
<i>Le pneu avion, une sollicitation extrême</i> .....	187
<i>Michelin crée le premier pneu radial pour avion</i> .....	188
ANNEXE 5 - ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 5 .....	190
CHAPITRE 6	
LES COMMANDES D'ORIENTATION DE ROUES.....	193
CONSIDERATIONS GENERALES.....	193
<i>L'origine des besoins</i> .....	193
<i>Le principe de base</i> .....	194
<i>Les organes moteurs</i> .....	195

L'EVOLUTION TECHNOLOGIQUE.....	196
<i>Les commandes hydromécaniques</i> .....	196
<i>Les commandes électrohydrauliques – 1) Les débuts en France</i> .....	197
<i>Les commandes électrohydrauliques – 2) Concorde et ses retombées</i> .....	198
<i>Les systèmes d'orientation de roues</i> .....	200
LES EFFORTS DE RECHERCHE.....	200
LES ESSAIS .....	202
LA PLACE DE L'INDUSTRIE FRANCAISE .....	203
ANNEXE 6 - ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 6 .....	204
CHAPITRE 7	
LES COMMANDES DE LA MANŒUVRE TRAIN-TRAPPES.....	211
CONSIDERATIONS GENERALES.....	211
<i>Le rôle crucial des systèmes de manoeuvre train-trappes</i> .....	211
<i>Les premiers pas</i> .....	212
<i>Les premiers perfectionnements</i> .....	212
<i>Les commandes en séquence</i> .....	213
<i>La signalisation d'état des atterrisseurs et des trappes</i> .....	214
L'EVOLUTION TECHNOLOGIQUE.....	214
<i>Les étapes de l'évolution, en France</i> .....	214
<i>Les constituants de base et leur évolution</i> .....	215
<i>Les commandes électrohydrauliques des avions militaires</i> .....	219
<i>La commande hydromécanique des Airbus A300</i> .....	220
<i>Les systèmes de manoeuvre train-trappes de l'A320 et du Rafale</i> .....	223
LES ACTIONS DE PREPARATION AUX PROGRES .....	224
LES ESSAIS .....	225
LA PLACE DE L'INDUSTRIE FRANCAISE .....	226
ANNEXE - ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 7 .....	228
CHAPITRE 8	
LA GÉNÉRATION DE LA PUISSANCE HYDRAULIQUE.....	235
CONSIDERATIONS GENERALES.....	235
LES POMPES HYDRAULIQUES A USAGE AERONAUTIQUE.....	236
<i>Le caractère spécifique de ces pompes</i> .....	236
<i>Les étapes de l'évolution technologique, en France</i> .....	237
<i>La normalisation</i> .....	242
<i>Les essais</i> .....	243
<i>La recherche</i> .....	244
LA GENERATION HYDRAULIQUE DES AVIONS.....	245
<i>Composition et architecture</i> .....	245
<i>Un demi-siècle d'évolution technologique</i> .....	247
<i>L'annonce de nouvelles perspectives</i> .....	249
L'ASPECT INDUSTRIEL .....	251
<i>Les acteurs industriels</i> .....	251
<i>L'effort des industriels et de l'Etat</i> .....	251
<i>Les personnalités marquantes</i> .....	253
<i>La place de l'industrie française</i> .....	253
ANNEXE 8 - ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 8 .....	254
BIBLIOGRAPHIE.....	258
BIOGRAPHIE DES PRINCIPAUX CONTRIBUTEURS.....	259

SIGLES UTILISÉS.....	261
INDEX DES SOCIÉTÉS.....	265
INDEX DES NOMS DE PERSONNES.....	267



# INTRODUCTION

Si la mission première d'un avion est de voler, plusieurs phases de son cycle opératoire se déroulent sur le sol, certaines parmi les plus critiques. Ainsi, à l'issue du vol l'avion doit pouvoir se poser et ralentir sur la piste d'atterrissage de son lieu de destination, avant de s'acheminer vers son point de stationnement. Il doit ensuite pouvoir en repartir pour se diriger vers la piste de décollage, s'y élancer et prendre son envol vers une nouvelle destination. L'accomplissement de toutes ces opérations requiert l'intervention d'une variété de matériels embarqués dont les multiples missions englobent la transmission des efforts, l'absorption d'énergie cinétique (verticale et horizontale), la manœuvrabilité sur le sol, l'escamotage en vol desdits matériels, ainsi que la commande et le contrôle de certaines de ces opérations.

Ces matériels ont chacun un rôle bien déterminé mais complémentaire aux autres, car plusieurs sont souvent nécessaires à l'exécution d'une même opération. A ce titre ils peuvent être considérés comme les parties intégrantes d'un même ensemble fonctionnel, plus large mais bien caractérisé, puisqu'il opère au sol et dans les transitions vol-sol et sol-vol, tout en devant se plier aux contraintes imposées par le vol. Dans cet ouvrage nous désignons cet ensemble par la dénomination « train d'atterrissage et systèmes associés ».

Notre propos est précisément de décrire les évolutions et le développement en France des trains d'atterrissage et des systèmes associés, au cours du demi-siècle 1945-1995, tout en jetant parfois un coup d'œil au-delà. L'un des buts de l'ouvrage est de mettre en lumière l'apport qu'a constitué, à certaines étapes de ce développement, l'aide et le soutien de l'Etat aux efforts des industriels.

Le plan de l'ouvrage s'articule sur les bases énoncées ci-dessus. Il débute donc par des considérations globales sur l'ensemble fonctionnel « train et systèmes associés », en dégagant ses particularités, ses caractéristiques essentielles et les points marquants de son évolution technologique. Il retrace ensuite l'histoire de l'industrie française du train d'atterrissage, comprise comme étant celle concernée par l'ensemble ci-dessus<sup>1</sup>. Enfin il s'arrête plus spécifiquement sur les constituants de cet ensemble : les atterrisseurs (formant les trains), les matériels concourant au freinage (dont freins et antidérapants), les pneumatiques, les commandes de la manœuvre de rentrée/sortie du train, les commandes d'orientation de roues.

En outre, bien qu'elle ne soit pas spécifique aux trains d'atterrissage et aux systèmes associés, la génération de la puissance hydraulique sera traitée en fin d'ouvrage. Premièrement parce que les trains d'atterrissage sont parmi les gros consommateurs de cette puissance, sinon les plus gros. Deuxièmement parce qu'en France, c'est principalement au sein de l'industrie des trains d'atterrissage qu'ont été développés les composants des circuits de génération, tout particulièrement les pompes hydrauliques.

---

<sup>1</sup> A l'exclusion de l'industrie des pneumatiques, domaine réservé aux manufacturiers spécialisés.

Le domaine couvert, vaste et varié, n'aurait pu être traité convenablement dans sa totalité sans les précieux concours qui ont été apportés par plusieurs de ses acteurs, anciens pour la plupart mais encore en activité pour quelques uns. Ils sont désignés dans les chapitres aux endroits concernés. Cependant, en préambule, nous tenons à les citer et à les remercier. Ainsi, le Président Jacques Bénichou a bien voulu nous parler de la restructuration française de l'industrie du train d'atterrissage, qu'il a vécue et animée.

De son côté, le Président Jean-Paul Béchat a pris le soin de nous adresser son point de vue sur les thèmes annoncés dans le document de présentation. Nous en avons tenu compte.

Pour la rédaction de l'ouvrage, le coordinateur a bénéficié des contributions de :

- Claude Marcheron, ancien ingénieur en chef du département freinage chez Hispano-Suiza puis chez Messier-Hispano-Bugatti, pour le chapitre 4 dédié au freinage des avions (période antérieure à 1982) ;
- Jean Guichard, venant aussi d'Hispano-Suiza et qui prit la suite du précédent chez Messier-Hispano-Bugatti, pour le même chapitre (principalement, mais non exclusivement, pour la période postérieure à 1982) ;
- Pierre Dal Soglio, ancien directeur de l'après-vente de Messier-Hispano-Bugatti, pour la tentative de frein au béryllium et les premiers essais de freins carbone chez Messier, ainsi que pour l'histoire de British Messier ;
- Pierre Bélin, Jean-Jacques Choury, Adolphe Le Hen, respectivement anciens directeur et chefs de département technique à la SEP, pour l'historique du développement du matériau carbone-carbone pour freins d'avions ;
- Jean-Luc Engerand qui occupa plusieurs postes de responsabilité chez Messier-Bugatti, et maintenant directeur des moteurs militaires chez Snecma, pour la contribution européenne à la recherche ;
- Bernard Bouchez, ancien directeur technique de la division Atterrisseurs Militaires et Hydraulique de Messier-Bugatti, pour les trois chapitres consacrés respectivement aux commandes de manœuvre train-trappes, aux commandes d'orientation de roues et à la génération de puissance hydraulique ;
- Jacques Vandomel, ancien chef des services techniques des pneumatiques aéronautiques à la société Dunlop France, pour l'histoire des pneumatiques conventionnels ;
- la société Michelin pour les pneumatiques radiaux ;
- Gérard Le Floch, ingénieur au STPA/CIN, pour ses souvenirs vécus lors de l'introduction des pneus radiaux ;
- Jean-Claude Fayer, Jacques Grémont, Serge Allenic, anciens du CEV, pour les essais sur les trains d'atterrissage et le freinage à Brétigny-sur-Orge.

De plus, des témoignages sur des expériences qu'ils ont vécues nous ont été livrés par Claude Marcheron, Jean Gaumet, Georges Ladoux, Thierry Lasbleis.

Outre la mémoire des contributeurs, les informations proviennent de la consultation d'archives des sociétés Messier-Dowty et Messier-Bugatti, du STPA pour les marchés d'études, du CEV de Brétigny-sur-Orge pour les essais. Nous avons également bénéficié d'éléments d'informations aimablement fournis par :

- Pierre Woerner, José-Marie Rodriguez, André Broudeur, Peter Taylor, Christian Jaulin, de la société Messier-Dowty ;

- Michel Glemarec, ancien responsable du service documentation de Messier-Bugatti ;
- Gérard Le Floch (déjà cité) ;
- Jean-Claude Sagnol, Jean-Pierre Bosch, Gilbert Marquier, du CEAT ;
- Jean Papier, ancien directeur technique de la société Aubert et Duval ;
- Roger Papay, ancien directeur des essais chez Messier.

Enfin, je dois adresser mes très vifs remerciements aux membres du Département d'histoire du Centre des hautes études de l'armement qui ont assuré la mise en forme de cet ouvrage : Patrice Bret, Alexis Hamel, Françoise Perrot.



# CHAPITRE 1

## UN GRAND ENSEMBLE FONCTIONNEL : LE TRAIN D'ATERRISSAGE ET LES SYSTEMES ASSOCIES

Le propos de ce premier chapitre est de porter un regard en perspective sur le train d'atterrissage, les équipements et systèmes associés, en les considérant de façon globale, c'est à dire comme parties constitutives d'un même ensemble fonctionnel dont les missions, au service de l'avion, s'exercent au sol et dans les transitions entre le vol et le sol.

### LES MISSIONS ASSUREES

Les missions assurées par l'ensemble fonctionnel précédent sont multiples, même en se limitant aux plus usuelles :

- absorption de l'énergie cinétique verticale résiduelle de l'avion lors de l'impact sur le sol à l'atterrissage, pour atténuer les efforts au sol correspondants ;
- freinage de l'avion sur la piste après l'atterrissage, c'est à dire absorption d'énergie cinétique horizontale, avec optimisation de la distance d'arrêt ;
- transmission à la structure de l'avion des efforts exercés au niveau du sol ;
- création des diverses conditions d'assiette longitudinale et de garde au sol de l'avion, requises pour les phases de décollage, d'atterrissage, de roulage, voire de stationnement (pour besoins de chargement de passagers ou de fret) ;
- roulage de l'avion sur la piste, à des vitesses allant de zéro à la vitesse de décollage (qui peut dépasser 360 km/h) ;
- manœuvre au sol jusqu'aux très basses vitesses de roulage (virages ou pivotements sur place), facilitée par la possibilité d'orienter les roues de l'avion ;
- immobilisation de l'avion à son point de stationnement (parking) ;
- escamotage en vol du train d'atterrissage dans l'avion.

Cette liste est à compléter sur certains avions par une assistance au décollage. C'est souvent pour aider voire pour permettre l'augmentation nécessaire d'assiette longitudinale juste avant le décollage. Comme nous le verrons au chapitre 3, dédié aux atterrisseurs, le Rafale Marin et l'Airbus A340 en offrent de bons exemples.

Quoiqu'il en soit, les missions précédentes sont assurées par une variété de matériels de diverses technologies, constituants de l'ensemble fonctionnel :

- le train d'atterrissage, lui-même formé par les atterrisseurs avant et principaux incluant chacun un amortisseur pour l'absorption d'énergie cinétique verticale ;
- les roues et freins ;
- les pneumatiques ;
- le système de commande et de contrôle du freinage de l'avion au sol ;
- le système d'orientation des roues avant (et parfois principales) ;
- le système de manœuvre rentrée-sortie du train et des trappes.

Fonctionnellement les freins et les roues, équipées de leurs pneumatiques, entrent dans le système de freinage.

Chacun de ces matériels a un rôle bien spécifique, cependant la plupart sont complémentaires les uns par rapport aux autres, car la réalisation d'une même mission exige souvent le recours à plusieurs d'entre eux, comme illustré par le tableau ci-dessous. C'est pourquoi ils forment un ensemble fonctionnel dont l'épine dorsale est le train d'atterrissage. En effet ce dernier reçoit non seulement les roues, freins et pneumatiques, mais aussi les organes de puissance des systèmes associés, comme les vérins de relevage et d'orientation de roues. De plus, fonctionnellement, il coopère avec ces systèmes.

<b>Missions à remplir</b>	<b>Matériels impliqués</b>
absorption de l'énergie cinétique verticale atténuation des efforts à l'impact	atterrisseurs (amortisseurs), pneumatiques
freinage, optimisation de la distance d'arrêt	freins, roues, pneumatiques, système de commande/contrôle du freinage
transmission des efforts sol à l'avion	atterrisseurs, roues, pneumatiques
roulage sur la piste	roues, pneumatiques, freins
manœuvres pour diriger ou orienter l'avion	atterrisseurs, système d'orientation de roues, freins
escamotage en vol du train	atterrisseurs, système de manœuvre rentrée/sortie

## LES PARTICULARITES DU TRAIN D'ATTERRISSAGE

Parmi les éléments constitutifs d'un avion, le train d'atterrissage occupe une place particulière. C'est un élément structural, faisant la liaison entre le sol et l'avion, mais avec la particularité d'être à géométrie variable, puisque, d'une part il comporte des amortisseurs d'absorption d'énergie à grande capacité de déformation élastique, et d'autre part il change complètement sa géométrie pour s'escamoter en vol<sup>2</sup>.

L'élément structural du train d'atterrissage est formé par les atterrisseurs, équipés de leurs roues et pneumatiques. On compte généralement trois atterrisseurs sur un avion (un avant et deux principaux), mais sur les avions de masse élevée (à partir de 350 000 kg environ au décollage) il peut y en avoir plus car, pour une raison de résistance des pistes, il faut alors multiplier le nombre de roues. Ces atterrisseurs sont conçus « sur mesure » pour répondre aux besoins d'un avion donné et s'intégrer dans sa structure. Leur conception, qui est donc intimement liée à celle de

<sup>2</sup> A l'exception des trains dits fixes ou non-rentants, qui sont devenus de plus en plus rares au fil du temps et qui ne subsistent que sur certains petits avions et hélicoptères.

l'avion, démarre très tôt dans le processus de définition de celui-ci. En effet, le choix du nombre des roues et de la dimension des pneumatiques résulte de la masse au décollage et, dans une certaine mesure, de la nature des pistes utilisées. La position des roues par rapport à l'avion lorsqu'il est au sol est déterminée par ses conditions de centrage, d'assiette longitudinale et de garde au sol, voire de stabilité latérale. Ces points étant acquis il faut trouver un emplacement pour loger les roues train rentré, ainsi que des zones acceptables sur la structure de l'avion pour les attaches des atterrisseurs. Il est alors possible de proposer une géométrie et une cinématique de relevage. En général il faut procéder par itérations successives avant de trouver une solution compatible entre exigences de l'avion et besoins des atterrisseurs.

Cette caractéristique d'être « fait sur mesure » pour répondre aux spécifications d'un avion donné, est propre aux atterrisseurs, car ce n'est pas toujours le cas des équipements et systèmes qui leur sont associés sur cet avion. Par exemple, les roues et freins ont un certain caractère standard, car bien que dimensionnés pour un avion donné, ils peuvent parfois être tout à fait adaptés à l'usage sur un autre avion. Il en est de même pour beaucoup de petits équipements hydrauliques entrant dans les systèmes.

Une autre particularité du train d'atterrissage est qu'il est inactif pendant le vol. Il doit alors se faire « oublier » grâce à une masse et à un encombrement réduits aux limites des possibilités. C'est le défi qu'il doit relever, ainsi que ses équipements et systèmes, à travers l'optimisation de la conception, en particulier celle de la cinématique assurant l'escamotage, ainsi que par l'utilisation de technologies et de matériaux très performants.

Il faut souligner enfin la diversité des connaissances techniques qu'il faut maîtriser pour mener à bien la conception de tous ces matériels, qu'elles soient du domaine du calcul des structures, de l'étude des cinématiques, de la dissipation d'énergie par amortissement visqueux (dans les amortisseurs) et par frottement (dans les freins), de l'étude des mécanismes, de leur animation par des organes moteurs, de leur commande et contrôle par des calculateurs, de la définition et validation des logiciels régissant ces derniers. Ces connaissances embrassent une variété de disciplines de base : la mécanique des solides, la mécanique des fluides, l'hydraulique, la thermique, la tribologie, l'électronique, l'informatique. De même, la réalisation de ces matériels nécessite la maîtrise des technologies appropriées.

## LES AVANCEES TECHNOLOGIQUES MAJEURES

Sur la période 1945-1995 le développement des trains d'atterrissage et des systèmes associés a été marqué par plusieurs avancées technologiques majeures, certaines pouvant même être considérées comme de véritables sauts technologiques. Elles concernaient :

- L'introduction, au début des années 1950, sur les pièces structurales d'atterrisseurs d'avions militaires, de l'acier à très haute résistance. Cet acier a apporté un gain de 50% sur la résistance à rupture (sensiblement de 1200 MPA à 1800 MPA), conduisant à des réductions de masse pouvant atteindre voire dépasser 25% pour les atterrisseurs, selon leurs dimensions. Corrélativement il permettait de réduire l'encombrement.

- L'apparition, au milieu des années 1960, d'un acier à très haute résistance à caractéristiques métallurgiques améliorées grâce à un processus spécial d'élaboration (en particulier la double refusion du métal), en vue de son application aux grandes pièces de train de gros avions commerciaux (Concorde, Airbus).
- La conception et la mise au point, au cours des années 1960, d'un contrôleur de freinage de principe nouveau, désigné par le sigle SPAD (Système Perfectionné Anti-Dérapant), à performances très améliorées comparativement aux dispositifs alors en usage<sup>3</sup>. Les distances de freinage, à conditions égales, en furent réduites de 15%. Le SPAD fut retenu pour la première fois sur Concorde.
- L'adoption sur le supersonique Concorde des premières commandes électriques pour le freinage et l'orientation des roues avant, permettant de substituer des liaisons électriques à des liaisons mécaniques et hydrauliques plus complexes.
- L'avènement de la technologie des freins à disques en carbone-carbone, concrétisé, après plus de dix ans de recherches, par leur certification et leur adoption, en 1980, pour le Mirage 2000. Puis des essais réussis sur A310, en 1983, ouvrirent la voie à l'introduction des freins carbone sur la flotte des appareils Airbus. Le gain de masse apporté était de l'ordre de 50 % par rapport à un frein acier. En outre, la sécurité était accrue en cas de freinage à grande énergie, en raison du très bon comportement du carbone aux températures élevées.
- La mise au point par la société Michelin de pneumatiques radiaux à usage aéronautique. Les premiers vols d'avions équipés de pneus radiaux Michelin AIR X eurent lieu en 1981 sur Mirage III et en 1983 sur Airbus A300. Par rapport aux pneus conventionnels, l'introduction de cette technologie permettait d'augmenter la sécurité (meilleure adhérence, moindre échauffement) et la performance en nombre d'atterrissages, tout en offrant un meilleur ratio charge / vitesse ainsi qu'une masse plus faible.
- L'adoption, en 1984, d'une commande électro-hydraulique en séquences train-trappes sur un avion commercial, l'A320, suivant, il est vrai, de près de trente son introduction sur un avion militaire, l'avion d'entraînement Fouga Magister. Ce type de commande apportait à la fois une simplification et un gain de masse appréciables.
- Le développement, au cours des années 1990, de calculateurs numériques à architecture multi-canaux assurant de façon fiable, au travers de redondances appropriées, le traitement des ordres de commande, la surveillance permanente du bon fonctionnement, la signalisation et la mémorisation des pannes, au sein des systèmes.

Ces avancées témoignaient de la grande vitalité du secteur industriel concerné par les trains d'atterrissage et les systèmes associés. Elles touchaient tous les matériels, mais selon leur nature elles se sont produites à des périodes différentes.

Cette sélectivité dans le temps est illustrée par le tableau suivant :

---

<sup>3</sup> Le nouveau principe introduit était l'asservissement en glissement (ce dernier se définissant comme l'écart relatif de vitesse entre une roue freinée et une roue non freinée).



Périodes	Avancées techniques
1950 - 1960	Acier à très haute résistance pour atterrisseurs d'avions militaires. Commande électro-hydraulique train-trappes du Fouga Magister.
1960 - 1970	Acier à très haute résistance pour grands atterrisseurs (Concorde). Mise au point du SPAD et son adoption sur Concorde. Commandes électriques de freinage et d'orientation des roues avant sur Concorde.
1970 - 1980	Recherches sur les matériaux pour disques de freins, débouchant sur le carbone-carbone et son adoption pour les freins Mirage 2000.
1980 - 1985	Essais de freins carbone-carbone sur A 310 déclenchant l'adoption de tels freins sur la flotte Airbus. Essais de pneus radiaux Michelin sur Mirage III puis sur A300. Commande électro-hydraulique train-trappes sur A 320.
1985 - 1995	Développement et essor du frein carbone. Développement de calculateurs numériques pour les systèmes.

La lecture de ce tableau amène deux commentaires. D'abord, il met en relief l'apport très important de Concorde pour l'évolution du train d'atterrissage. Il faut d'ailleurs ajouter qu'au-delà des avancées technologiques elles-mêmes, ce fut un programme formateur pour les équipes qui y travaillèrent, en particulier sur le plan de la certification.

Ensuite, la chronologie des avancées pourrait laisser conclure, schématiquement, que la première partie du demi-siècle fut celle des atterrisseurs, et la seconde celle des équipements et des systèmes. Cette image doit cependant être nuancée car, au-delà des avancées, des améliorations technologiques ont été constamment apportées aux matériels. En outre, d'autres facteurs d'évolution sont intervenus, principalement l'optimisation de la conception permise par la disponibilité de nouvelles méthodes et de nouveaux outils.

## LES FACTEURS DE L'ÉVOLUTION

### *La recherche technologique*

Toutes ces avancées ont non seulement requis l'utilisation des meilleurs matériaux, technologies, procédés disponibles, elles ont exigé l'introduction d'améliorations et même de novations. D'où l'impératif vital de mener sans cesse des travaux de recherche et de mise au point qui eurent pour cibles tous les domaines concernés. Pour les atterrisseurs, de nombreux travaux concernèrent les matériaux, depuis leur élaboration jusqu'à leur transformation en pièces brutes et à leur usinage. Ainsi de multiples essais en laboratoire eurent pour objet l'évaluation et la caractérisation de nouvelles nuances de matériaux proposés par les métallurgistes (aciers, alliages légers, alliages de titane), ainsi que leurs traitements et protections de surface. Des investigations furent lancées sur des pièces matricées, sur des pièces en composite, sur l'influence des processus de fabrication. En outre, des études de base furent menées, par exemple sur la corrosion sous tension, sur la propagation de criques.

De son côté, le freinage suscita une activité très soutenue d'études et d'essais. Elle porta tout particulièrement sur les évaluations de différents matériaux de frottement et de différentes combinaisons pour les disques de freins, qui finalement

aboutirent à la sélection d'un matériau carbone-carbone, fruit d'une efficace collaboration entre les sociétés Messier-Hispano et SEP<sup>4</sup>. Ceci entraîna de nombreux essais de mise au point de freins équipés de tels disques. Par ailleurs des études, des campagnes d'essais en laboratoire et même sur avion furent entreprises sur plusieurs types de contrôleur de freinage qui finirent par se concentrer sur le SPAD, son architecture, ses constituants, sa technologie.

Beaucoup de travaux portèrent également sur les composants hydrauliques ou hydromécaniques utilisés dans les systèmes, par exemple sur des organes moteurs, des distributeurs, des servo-valves ou encore des mécanismes de verrouillage. On peut y ajouter les travaux sur la génération de la puissance hydraulique, indispensable à l'animation des trains d'atterrissage. Tout particulièrement, de gros efforts en recherches, études et mises au point furent menés avec persévérance pour le développement, à partir du milieu des années 1960, d'une gamme de pompes auto-régulatrices capables de hautes vitesses et de hautes pressions.

Enfin, parce qu'ils eurent des retombées pour le développement des freins carbone, il faut rappeler les travaux de recherche technologique entrepris par la SEP, à partir de 1969, sur les matériaux composites à matrice carbone destinés aux parties chaudes de tuyère de missiles. Ils firent l'objet d'une aide financière de le Délégué ministériel pour l'Armement.

De même, pour tous les axes de recherches précédents, les travaux engagés par les industriels ont souvent bénéficié d'un soutien actif des Services de l'Etat, notamment par l'attribution de marchés dits d'études et d'essais. Nous aurons l'occasion de développer cet aspect important dans les chapitres suivants.

### *Les nouveaux outils de conception*

L'introduction et le perfectionnement continuels des outils modernes de conception ont permis des progrès très significatifs, parfois même spectaculaires, dans le processus d'étude et d'optimisation des trains d'atterrissage, comme de leurs systèmes et équipements associés.

L'explication est que les problèmes posés par la conception des trains d'atterrissage sont particuliers et relativement complexes, que ce soit pour le calcul de l'absorption d'énergie à l'impact au sol, ou pour la détermination de la cinématique de relevage, ou encore pour le dimensionnement des pièces structurales tridimensionnelles des atterrisseurs. Dans le cas des systèmes associés un des points délicats est la simulation précise de leur fonctionnement, par exemple la prédiction des performances de freinage.

Beaucoup de ces problèmes proviennent de la non-linéarité des lois représentatives des phénomènes en jeu : compression gazeuse semi-adiabatique et laminage visqueux dans les amortisseurs, frottement mécanique entre les pneumatiques et le sol, entre les disques de freins, entre pièces coulissantes. Ceci complique sérieusement la résolution des systèmes d'équations où elles s'inscrivent, car pour le faire avec la précision nécessaire, il faut effectuer des linéarisations sur des intervalles de temps très courts, souvent inférieurs au 1/100 de seconde, ou procéder par un grand nombre d'itérations. Tant qu'il fallait procéder manuellement cette résolution était longue et fastidieuse. Ainsi, la détermination d'un réglage convenable d'amortisseur demandait plusieurs semaines, voire plusieurs mois dans des cas complexes. Tout changea lorsqu'à la fin des années 1950 les premiers

---

<sup>4</sup> Société Européenne de Propulsion.

calculs sur ordinateur débutèrent. Ce fut un énorme progrès, qui fit rapidement tomber le temps d'un calcul à quelques heures et celui d'une fine optimisation du réglage à quelques jours.

Un progrès similaire se produisit dans les études relatives aux géométries et cinématiques d'atterrisseur. Jusqu'à la fin des années 1960, les épures de relevage étaient tracées à la main; sur la planche à dessin, travail qui demandait compétence et patience, car il fallait souvent recommencer pour trouver la solution la mieux adaptée au besoin. L'introduction de la CAO<sup>5</sup> apporta non seulement un gain appréciable sur ce point, mais aussi une précision accrue et surtout une facilité d'optimisation, rendue possible par l'aisance à effectuer des itérations.

De son côté, le calcul de la résistance mécanique des pièces fut complètement renouvelé par l'introduction d'un nouvel outil : la méthode par éléments finis. C'est en 1971 que fut effectué, chez Messier, le premier calcul par cette méthode pour une pièce d'atterrisseur. Bien qu'elle fut, à ses débuts, d'une mise en œuvre délicate, elle se rendit vite indispensable à la prédiction de la tenue en fatigue des atterrisseurs. En effet, les pièces structurales d'atterrisseur sont souvent tridimensionnelles, et comportent des zones de forme complexe sujettes à des surcontraintes très localisées. La prédiction de ces surcontraintes échappe aux méthodes classiques. Seul le calcul par éléments finis peut en rendre compte. Son introduction venait au bon moment car les nouveaux avions commerciaux exigeaient des garanties sur la durée de vie des matériels, donc tout particulièrement sur leur tenue en fatigue.

Enfin en ce qui concerne les systèmes, des outils nouveaux dédiés à leur développement sont également apparus. Un des meilleurs exemples a été l'utilisation d'outils d'aide à l'écriture et à la validation des logiciels introduits dans les calculateurs numériques de freinage à partir du milieu des années 1980. Un autre, aussi significatif, a concerné les études et recherches sur le fonctionnement des systèmes. D'abord effectuées de façon expérimentale, elles commencèrent à s'appuyer également, au cours des années 1960, sur des simulations analogiques. Ensuite se développèrent des simulations numériques, avec des applications au moins partielles aux systèmes de freinage et ponctuelles à l'hydraulique.

A côté des outils et en partie grâce à eux, les méthodes de conception se perfectionnèrent constamment, que ce soit pour les calcul des efforts, le calcul de la résistance et de la durée de vie des éléments structuraux, la prédiction des performances des éléments fonctionnels et des systèmes, la prévention contre certains risques, comme les vibrations, l'évaluation de phénomènes de base, comme la propagation de crrique appliquée au contexte du train d'atterrissage.

### *Les moyens mis en place en France*

Pour mener à bien les travaux de recherche, de mise au point et de certification, les industriels français du train d'atterrissage ont pu disposer très tôt de moyens appropriés d'essais en laboratoire, tout à fait spécifiques. En France à l'issue de la seconde guerre mondiale, les moyens les plus importants était regroupés dans un établissement d'Etat, le CEAT<sup>6</sup>, où se trouvaient des machines de chute pour les atterrisseurs, des dynamomètres pour les freins, des machines de roulage pour les roues et les pneumatiques, des bancs hydrauliques pour les pompes et composants de circuit. Ces moyens furent d'ailleurs étendus en capacité au cours de la période,

---

<sup>5</sup> CAO = Conception Assistée par Ordinateur.

<sup>6</sup> Centre d'Essais Aéronautiques de Toulouse.

pour se situer parmi les plus complets et les plus performants au niveau mondial. Ainsi, la grosse machine de chute, dite 125 tonnes, construite en vue de Concorde était la seule machine moderne de cette capacité en Europe. L'aide ainsi apportée aux constructeurs français a été historiquement essentielle pour soutenir le redémarrage de leurs activités. Elle le resta par la suite, bien qu'à partir des années 1970, les industriels, notamment Messier-Bugatti, aient commencé à se doter à leur tour de gros bancs d'essais pour les roues et freins et pour les pompes hydrauliques. Il demeure, en effet, que certains moyens n'existent qu'au CEAT, par exemple pour les essais de chute des atterrisseurs<sup>7</sup>. De toute façon le rôle du CEAT est prépondérant pour les essais de certification.

Ensuite, il fallait passer au stade de la production. Or, les matériaux utilisés, la géométrie souvent complexe des pièces, la maîtrise des coûts et des cycles nécessitaient de disposer de moyens adaptés et performants qui, de plus, devaient avoir la taille nécessaire pour répondre aux besoins des avions gros porteurs. Ainsi, les élaborateurs français de matériaux se donnèrent la capacité de fournir des alliages de très hautes performances et qualité, par la mise en œuvre de processus élaborés, comme la double refusion de certains aciers. Le matriçage des grandes pièces d'atterrisseur fut facilité par la mise en service à Issoire en 1976 de la presse de 65 000 tonnes. Quant aux industriels, ils dotèrent leurs usines de grosses machines d'usinage (fraiseuses multi-têtes et multi-axes, grands tours spéciaux, rectifieuses), de grands équipements de traitement thermique et de traitement de surface (chromage, cadmiage). Il faut d'ailleurs souligner que la combinaison de ces moyens de production et des nouveaux outils de conception a permis de faire évoluer la technologie des atterrisseurs.

Enfin, la réalisation des disques de freins en carbone a démarré en utilisant au départ les moyens mis en place en France pour la production de matériaux carbone-carbone pour tuyères de propulseurs de missiles, notamment les chaînes de production de tissus de carbone et les fours de densification. Par la suite les industriels créèrent des unités dédiées à la production des disques de freins.

### *Le savoir-faire des équipes*

Il a toujours existé en France, depuis la fin des années 1920 et le rôle de pionnier joué par George Messier, une tradition de compétence dans le domaine des trains d'atterrissage et les domaines associés. Cette compétence s'est maintenue au travers des équipes mises en place par les industriels, particulièrement mais non exclusivement, au niveau des bureaux d'études. Pour des sociétés de taille moyenne cela représentait une charge financière importante, mais leurs dirigeants surent toujours comprendre qu'il s'agissait là d'un investissement indispensable à leur présence sur le marché des trains d'atterrissage. En effet, en Europe et notamment en France, ce sont les industriels spécialisés qui prennent la responsabilité de la conception de leurs matériels, y compris les atterrisseurs. Cette aspect, et le fait que les industriels français aient pu se placer sur un très grand nombre et une variété de programmes, leur a conféré une expérience et une compétence parmi les plus achevées, sinon la plus achevée au monde.

A l'époque des freins à disques métalliques, il y avait chez Hispano-Suiza et chez Messier des spécialistes reconnus. Cependant, dans ce domaine, l'industrie française était distancée par ses concurrentes anglo-saxonnes. Cette situation

---

<sup>7</sup> La dernière machine implantée au CEAT, dite MEGA (Machine d'Essais des Grands Atterrisseurs) et capable de l'A380, a été l'objet d'un cofinancement de l'Etat et de Messier-Dowty.

changea du tout au tout avec le développement des disques en carbone-carbone, par la conjugaison du savoir-faire des équipes de la SEP, pour le matériau, et du savoir-faire des spécialistes de Messier-Bugatti, issus des deux sociétés précédentes, dans la conception des freins.

## CONCLUSION : UN DEMI-SIECLE DE PROGRES

L'évolution technologique, favorisée par les facteurs précédents et illustrée par les avancées décrites plus haut, s'est traduite par des améliorations très sensibles, parfois même spectaculaires, des performances. Elles concernent d'abord la masse des matériels, à commencer par celles des atterrisseurs et des freins.

Ainsi pour les avions de combat, en restant dans le cas des géométries les plus simples, la masse de l'ensemble des trois atterrisseurs rapportée à la masse de décollage de l'avion qu'ils équipent est passée de 3 % sur l'Ouragan à 2,1 % sur le Mirage III E, pour tomber à 1,5 % sur le Mirage 2000. Le rapport a donc été divisé par deux en trente ans sous l'effet, en particulier, de l'introduction de l'acier à très haute résistance, des progrès continuels dans la conception et aussi d'un affinement de la normalisation française. Dans un espace de temps bien plus court, ce même pourcentage est passé de 2,86 sur l'A300 B2 à 2,35 sur l'A310-200, ce qui représente une réduction de masse de 650 kg par avion, soit 16%, alors que les masses au décollage sont très sensiblement les mêmes (respectivement 137 et 139,5 tonnes). Dans ce cas la réduction a été obtenue essentiellement par l'optimisation de la conception et la disponibilité de nouveaux moyens de fabrication. Les mêmes raisons conduisirent à des réductions de l'encombrement des atterrisseurs, facilitant leur logement dans l'avion.

De son côté, l'avènement du frein à disques en carbone-carbone amena des gains de masse tout à fait spectaculaires par comparaison aux freins précédents à disques en cuivre ou en acier. Un des meilleurs exemples fut fourni par l'adoption de freins carbone sur l'Airbus A300-600 qui permit un gain 560 kg par avion, la masse des freins étant divisée par deux. L'origine de ce gain provient de la capacité d'absorption d'énergie par kg d'un puits de chaleur<sup>8</sup> à disques en carbone, plus de deux fois plus élevée que celle d'un puits de chaleur à disques en acier.

Sur un plan plus global, on peut avancer que la combinaison des deux types précédents de progrès appliquée au cas de l'A310-300 a permis un gain de 1300kg par avion, soit pas loin de 20%, par rapport à une technologie qui n'aurait pas évoluée. Ce pourcentage pouvait même être dépassé en cas d'adoption de pneumatiques radiaux.

Un autre progrès accompli au cours de notre demi-siècle se rapporte à la durée de vie structurale des atterrisseurs. Au début les programmes militaires n'avaient pas d'exigence particulière sur ce point, sinon pour considérer que le dimensionnement statique couvrait une vie suffisante, de l'ordre du millier de vols. Cependant les premiers programmes civils, comme Caravelle ou encore le Falcon 20, posèrent le problème d'une utilisation prolongée et donc de la nécessité de durées de vie au moins dix fois plus élevées. L'arrivée de Concorde puis des Airbus précisa et amplifia cette exigence. Ainsi la durée de vie des atterrisseurs, démontrée par calculs et essais, atteignit par exemple 30 000 à 40 000 vols sur les Airbus, selon les versions, et même jusqu'à 70 000 vols sur les avions de transport régional ATR.

---

<sup>8</sup> La partie du frein qui absorbe l'énergie, essentiellement constituée des disques.

Quant aux durées en fonctionnement des atterrisseurs, elles ont augmenté d'une façon considérable sur la période en tirant profit des progrès technologiques, par exemple ceux réalisés pour réduire l'usure des éléments soumis au frottement. Comme ce mouvement a été accompagné d'une forte amélioration de la fiabilité des matériels, les périodicités entre révisions ont pu être très substantiellement allongées. Par exemple, sur A300 et A310 elles ont été portées à 12 000 vols, ou 8 ans de service. Par ailleurs les freins firent aussi de gros progrès en endurance<sup>9</sup> : les derniers freins acier approchaient des 1500 vols, valeur que les freins carbone finirent par excéder. Tous ces accroissements d'endurance amenèrent une diminution significative des coûts de maintenance.

Enfin dans le domaine fonctionnel il faut souligner les améliorations des performances, de la fiabilité, de la sécurité qui se produisirent par l'effet des perfectionnements apportés aux systèmes associés, en particulier à leurs calculateurs. Les systèmes de freinage en offrent le meilleur exemple.

Tous les progrès décrits ci-dessus conférèrent aux trains d'atterrissage, aux équipements et systèmes associés, conçus et produits en France, la compétitivité technique par rapport à leurs meilleurs concurrents étrangers. Toutefois ceci n'aurait pas suffi à leur assurer les succès qu'ils ont connus, et qui seront développés dans les chapitres suivants, si parallèlement les efforts accomplis n'avaient pas réussi à réduire les coûts de production.

---

<sup>9</sup> L'endurance d'un frein est le nombre de vols au delà duquel l'usure des disques ne permet plus au puits de chaleur d'absorber l'énergie spécifiée.

## CHAPITRE 2

# HISTOIRE DE L'INDUSTRIE FRANCAISE DU TRAIN D'ATTERRISSAGE 1945 – 1995

Ce chapitre se propose de décrire l'histoire de l'industrie française du train d'atterrissage, en s'attardant plus particulièrement sur la période allant de 1945 à 1995, sans omettre pour autant de porter un regard sur le passé fondateur et sur les prolongements principaux se dessinant au-delà de 1995. De plus le domaine abordé couvre également les industries des équipements<sup>10</sup> et systèmes associés, d'ailleurs historiquement souvent imbriquées à celle des atterrisseurs.

### RETOUR HISTORIQUE SUR L'AVANT-GUERRE

#### *La naissance de l'industrie française du train d'atterrissage*

L'industrie du train d'atterrissage est née en France à la fin des années 1920, à un moment où les performances des avions arrivaient à un niveau exigeant une évolution de la technologie du train d'atterrissage. En effet l'accroissement de la masse et de la vitesse des avions, avec en corollaire l'élévation des énergies cinétiques verticale et horizontale à absorber à l'atterrissage, conduisait à l'adoption progressive d'une part d'amortisseurs oléopneumatiques et, d'autre part, de freins de roues plus perfectionnés, notamment à commande hydraulique. Par ailleurs, le surcroît de traînée aérodynamique généré par les trains fixes devenait de plus en plus préjudiciable à des avions de plus en plus rapides, en dépit des carénages utilisés pour le réduire. D'où l'intérêt qui a alors commencé à se manifester, en Europe comme aux Etats-Unis, pour les trains escamotables après le décollage. En conséquence, pour répondre à tous ces besoins naissants, la technologie des trains d'atterrissage devait s'orienter vers des solutions spécifiques et élaborées.

Cette évolution ouvrait la voie à des ingénieurs et entrepreneurs à l'esprit novateur, qui voyaient là une opportunité d'offrir aux aviateurs des matériels dont ils revendiquaient l'optimisation par la spécialisation des compétences. Le pionnier en la matière fut incontestablement George Messier. Après s'être consacré au développement de dispositifs pneumatiques et oléopneumatiques d'absorption des chocs, il déposa les brevets correspondants. Il commença à les appliquer aux automobiles et fonda en 1920 une première société qui produisit des suspensions intégralement oléopneumatiques utilisées avec succès, notamment dans des compétitions. Il se tourna ensuite vers l'aviation et, plus spécifiquement vers les trains d'atterrissage et leurs amortisseurs. A cette fin il jeta en 1927 les fondements de la Société Française de Matériels d'Aviation, la SFMA, créée officiellement l'année suivante. Très vite la SFMA équipa des avions français prestigieux, tels Farman 190 et 300, Latécoère 25 (version 25-3R) et 28, Potez 25 (version 25 A2).

---

<sup>10</sup> A l'exception de l'industrie des pneumatiques d'avion, car celle-ci se rattache plutôt à l'industrie générale des pneumatiques pour véhicule terrestres.

Il est intéressant de remarquer qu'aux Etats-Unis, à peu près au même moment, en 1926 précisément, la société Cleveland Pneumatic Tools avait abordé la réalisation de son premier train d'atterrissage<sup>11</sup>. En Grande-Bretagne, c'est quelques années plus tard, en 1931, que George Dowty devait fonder Aircraft Components qui allait devenir Dowty Equipment Limited en 1940.

### *Premier essor en France*

Entre temps d'autres sociétés étaient apparues sur le créneau des atterrisseurs et équipements connexes : Olaer pour les amortisseurs, SAMM pour les circuits hydrauliques, Charles pour les commandes de freinage et de relevage, Dhainaut pour les freins. Cependant, en dépit de la mort accidentelle de son fondateur en 1933, la SFMA continua son essor sous l'impulsion de Madame George Messier-Bonnamy et de René Lucien. En outre sa notoriété franchit vite nos frontières. Dès 1932, plus de 4 000 avions étaient équipés par ses matériels. La fourniture allait souvent au-delà des amortisseurs avec les roues, les freins et leur commande. Au fil du temps elle s'étendit à la structure des atterrisseurs (on disait alors le châssis) et à la commande rentrée/sortie des trains escamotables. La liste des avions équipés par la SFMA, qui en décembre 1937 changera de raison sociale pour devenir la Société Messier, « le spécialiste du train d'atterrissage », est impressionnante. Relevons simplement les plus fameux : Potez 53, 54, 63 et 630, Dewoitine D-27 et D-500, Couzinet 70 « Arc-en-Ciel », (l'avion de Mermoz lors de la traversée de l'Atlantique Sud début 1933), Fokker XX, Farman 220 et ses dérivés, Bloch 151.

A la fin des années 1930 sa part sur le marché français était de 85% et la cadence de production atteignait 25 à 30 trains par mois. Pour y faire face la Société Messier avait ouvert en 1938 une seconde usine à Bidos-Oloron-Ste-Marie, près de Pau. Elle venait compléter celle implantée cinq ans plus tôt à Montrouge, dans la banlieue parisienne. Les effectifs totaux montèrent alors à 2 000 personnes.

En 1940, l'usine de Montrouge dut se replier vers une implantation souterraine de 12 000 m<sup>2</sup> construite en quatre mois près de Saumur. Malheureusement il fallut l'évacuer presque aussitôt, en mai. Un mois plus tard Bidos fermait à son tour. Seule une certaine activité d'études était maintenue dans une petite filiale à Jurançon<sup>12</sup>. Après l'armistice, la société Messier, considérée comme privée de ses dirigeants, est mise sous tutelle et administrée par l'Etat<sup>13</sup>.

Ainsi l'essor de l'industrie du train d'atterrissage était brutalement et dramatiquement stoppé en France. Néanmoins une page essentielle de son histoire avait pu être écrite car, en une douzaine d'années, elle avait jeté des fondements pour le futur, non seulement par ses réalisations, mais aussi par son rôle de formateur. Ainsi, de sa création à 1940, la société Messier avait été une pépinière de cadres et d'ingénieurs qui avaient trouvé en son sein l'opportunité de se familiariser avec cette industrie et ses technologies spécifiques. Plusieurs parmi eux allaient ensuite essaimer en France, parfois même à l'étranger, pour vivre leur propre aventure industrielle. Ce fut le cas, en particulier, de Louis Sylvio-Marie Armandias, Pierre Lallemant, Georges Renollaud, que nous retrouverons dans ce récit.

---

<sup>11</sup> Destiné au bombardier Glenn Martin T3M-1.

<sup>12</sup> La CMVO : la Compagnie Mécanique de la Vallée d'Ossau.

<sup>13</sup> René Lucien rejoignit d'ailleurs le Forces Françaises Libres en 1942.



## *Un premier parcours anglais*

Messier allait cependant poursuivre durant la guerre une activité industrielle au travers de sa filiale anglaise. En effet, cette société avait ouvert en 1937 à Londres un bureau, Messier Engineering Company, pour promouvoir ses produits. Ce bureau était dirigé par Louis Sylvio-Marie Armandias. Un premier succès ne tarda pas, puisque Messier fut retenu par la société Bristol Aeroplane pour le train de son bombardier « Blenheim ». Afin de conforter cette réussite, Messier s'associa alors à la société Rubery Owen pour créer une société commune, la Rubery Owen Messier Ltd en vue du montage et ultérieurement de la fabrication à Warrington des équipements Messier. Encore une fois, le succès fut au rendez-vous puisque au cours de la même année 1937, la Rubery Owen Messier entamait la construction du train d'atterrissage de conception Messier destiné au prototype du bombardier Handley-Page HP-57 « Halifax » qui effectua son premier vol en octobre 1939. Fabriqué en grande série entre 1940 et 1946, cet avion était équipé d'un train Messier dans ses versions I, II et III<sup>14</sup>.

## 1945-1950 : LE REDEMARRAGE DE L'APRES-GUERRE

### *En France*

Après la victoire des Alliés, l'industrie aéronautique redémarrera tous azimuts. Celle du train d'atterrissage fut portée par ce mouvement. On vit donc renaître ou éclore plus d'une demi-douzaine de sociétés souhaitant s'impliquer dans cette activité. Pour les anciennes c'était principalement Messier. En effet cette société avait repris sa marche en avant sous la houlette de René Lucien. Ses usines de Montrouge et de Bidos rouvrirent au cours de l'été 1945. Elles allaient bientôt s'attaquer à la conception et à la fabrication de trains d'avions nouveaux tels que l'avion de liaison militaire Dassault MD 315 « Flamant », l'avion de transport Bréguet 765 « Deux Ponts », le chasseur MD 450 « Ouragan », l'avion cargo militaire Nord 2501 « Noratlas ». C'était aussi la SAMM, qui avait accueilli Pierre Lallemant et son équipe et qui allait réaliser les trains des avions Nord 1500, 2100 et 2200.

Parmi les nouvelles se trouvaient essentiellement l'Aérocentre<sup>15</sup>, Air-Equipement, DOP (Dispositifs Oléo-Pneumatiques) fondée par Georges Renollaud, ancien ingénieur chez Messier, et ERAM<sup>16</sup>, fondée en 1946 par Jean Varay. En particulier, ce fut DOP qui réalisa le train d'atterrissage du quadrimoteur de transport commercial « Armagnac » de la SNCASE<sup>17</sup>. Malheureusement cet avion ne connut pas le succès escompté et ne fut construit qu'en quelques exemplaires.

### *Messier en Angleterre*

La paix retrouvée, Messier devait procéder à un changement de partenaire en s'associant à la société Bristol Aeroplane pour fonder, à part égales, en 1947 la société British Messier, non seulement pour la conception mais aussi pour la

---

<sup>14</sup> Les versions V à VIII furent équipées d'un train Dowty afin de disposer de deux sources de production pour faire face aux besoins élevés du programme.

<sup>15</sup> Raccourci du nom de la Société Nationale de Construction Aéronautique du Centre.

<sup>16</sup> Etudes et Réalisations d'Accessoires Mécaniques.

<sup>17</sup> Société Nationale de Construction Aéronautique du Sud-Est, ancêtre de Sud-Aviation.

production de trains d'atterrissage. Le Président en était Louis Sylvio Armandias, le Directeur Technique Hugh Conway. En 1952 les parts de Messier étaient rachetées par la société Rotol<sup>18</sup> qui s'était auparavant substituée à Bristol Aeroplane. Rotol décida cependant de conserver la raison sociale British Messier, car ses dirigeants souhaitèrent préserver l'actif dans le métier attaché au nom Messier - selon leurs propres termes : « preserve the goodwill in the trade attaching to the Messier name ». Bel hommage rendu à George Messier et à ses continuateurs. Les plus connus des avions équipés d'un train British Messier furent : les Hunting-Aircraft Provost, l'English Electric P-1, le Folland Gnat, le Bristol Britannia.

En 1960, la société Dowty Equipment Ltd prît le contrôle de Rotol et du même coup de British Messier qu'elle intégra dans sa propre unité de trains d'atterrissage, la société résultante prenant le nom de Dowty-Rotol. Toutefois si le nom de Messier s'effaçait en Grande-Bretagne, sa réputation allait demeurer et son esprit survivre au travers de ses collaborateurs qui poursuivirent leurs carrières dans l'industrie aéronautique britannique et particulièrement chez Dowty.

## 1950-1970 : UNE INDUSTRIE QUI SE REPOSITIONNE

### *Premières restructurations*

Au début des années 1950 le paysage s'éclaircit. L'Aérocentre fut dissout, la SAMM et Air-Equipement se retirèrent de l'activité trains d'atterrissage. Hispano-Suiza accueillit Pierre Lallemand et les spécialistes de l'Aérocentre pour créer un département atterrisseurs en 1951. De son côté ERAM allait bientôt absorber DOP. Suite à ces mouvements le nombre d'acteurs industriels français sur le marché des trains se réduit à trois : Messier, Hispano-Suiza et Eram. C'est dans cette configuration que l'industrie française allait fonctionner durant vingt ans et reprendre le cours de son développement.

### *Le parcours des trois acteurs*

Toutefois celui-ci ne se fit pas sans à-coup. En effet dans les années 1950 et jusqu'au début des années 1960, l'industrie française des trains d'atterrissage se développa essentiellement au rythme des programmes nationaux, militaires pour la plupart<sup>19</sup>. Elle profita des périodes fastes mais subit aussi le contrecoup des périodes de crise. Par exemple, celle déclenchée par les restrictions de crédits gouvernementaux de 1957 provoqua une vague de licenciements et une récession qui laissa des traces jusqu'au début des années 1960. Ainsi les effectifs de Messier, qui avaient retrouvé le niveau de 2000 personnes en 1957, étaient sensiblement retombés à 1500 en 1960. Passé ce cap difficile, et jusqu'à la fin des années 1960, la reprise des programmes nationaux et l'apparition des premiers programmes de coopération européenne, d'abord militaires puis civils, permirent de retrouver le chemin de l'expansion. Tant et si bien que cette période, fut globalement favorable et permit à l'industrie française de reconquérir une position majeure en Europe, revenant au niveau de sa collègue britannique, puis la dépassant.

---

<sup>18</sup> Entreprise commune Rolls-Royce et Bristol Aeroplane, initialement créée pour les hélices.

<sup>19</sup> A l'exception, notable il est vrai, de Caravelle.

Pour illustrer nos propos, examinons le parcours de chacun des trois acteurs cités ci-dessus. Messier, qui restait l'acteur prépondérant en France, a sur cette période, conçu et produit les trains d'une bonne vingtaine d'avions. Pour les fabrications en série ce furent ceux des Dassault Mystère IV, Super-Mystère B2, Mirage III et ses dérivés (au total 1400 exemplaires produits), Mirage IV, Etendard IV M, Mirage F1, Falcon 20, du Fouga CM 170 « Magister », du Transall C160, du Dassault/BAC Jaguar (le train fut l'occasion de la première coopération avec Dowty), des hélicoptères Sud Aviation SA 3220 « Super Frelon » et SA 330 « Puma ». Messier développa, en outre, les trains des Fiat G91 et G222, fabriqués en série sous licence par ses partenaires européens<sup>20</sup>. Pour beaucoup de ces avions, Messier fournissait également les roues et freins, ainsi que la commande de freinage et la commande de la manœuvre train-trappes.

Comme cette liste le montre, l'activité de Messier était essentiellement tournée vers les programmes militaires. Tout au moins jusqu'au milieu des années 1960, où se produisirent le démarrage du Falcon 20 et le lancement de Concorde. Messier s'impliqua fortement dans la conception du train de Concorde, en y apportant en particulier son expérience sur l'acier à très haute résistance. Sa proposition fut retenue pour l'atterrisseur avant et pour l'atterrisseur de queue à patins. Si elle ne le fut pas pour l'atterrisseur principal, Messier eut néanmoins la satisfaction de voir adoptées plusieurs des solutions techniques qu'elle avait préconisées. Cet investissement porta ses fruits en 1968, car alors Messier fut sélectionnée pour le train complet (atterrisseurs principaux et atterrisseur avant) du premier Airbus, l'A300B. En conséquence de tous ces succès, fin 1970, les effectifs de Messier étaient de 2600 personnes et sa part sur le marché français excédait les 2/3.

De son côté, durant les vingt années de son existence de 1951 à 1971, le département trains d'atterrissage d'Hispano-Suiza se tailla une place de choix sur le marché français (environ 30%). En effet il étudia et fabriqua les trains des Bréguet 1050 « Alizé », SO 4050 « Vautour », SNCASE 210 « Caravelle », Bréguet 1150 « Atlantic », Dassault Falcon 10. En particulier, Caravelle lui permit d'acquérir très tôt une première expérience dans le domaine civil, qui fut certainement un facteur contributif à sa sélection pour l'atterrisseur principal de Concorde. De plus il remporta pour ce dernier la commande de freinage, avec son nouvel anti-dérapant, le SPAD, ce qui représentait une avancée technique indéniable. Enfin il termina la période, et comme nous allons le voir, son existence par un autre succès important en étant choisi pour tout le freinage du A300B : roues, freins, commande, anti-dérapant.

ERAM, quant à lui, avait trouvé son créneau : celui des petits avions de transport. En effet, cette société réalisa les trains du Max Holste MH 1521 « Broussard », puis ensuite ceux du Nord 262 et ultérieurement ceux du SN 600 « Corvette ». Vers la fin des années 1960, elle fit une percée à l'exportation en devenant fournisseur de la société brésilienne Embraer pour le train du «Bandeirante », avion pour 12 passagers et de sa version militaire le « Xingu ».

Comme nous aurons l'occasion d'y revenir dans les chapitres spécialisés, aux matériels précédents s'ajoutait souvent la fourniture d'équipements hydrauliques dont, plus spécifiquement pour Messier, les pompes hydrauliques dans le cas des programmes militaires nationaux. Le meilleur exemple fut le Transall C160 pour lequel Messier assura la fourniture de tout un ensemble d'équipements : roues et freins, circuit de commande et de contrôle du freinage, boîtiers d'accrochage,

---

<sup>20</sup> Liebherr en Allemagne et Magnaghi en Italie pour le train du G91, Magnaghi pour celui du G 222.

pompes et circuit de génération hydraulique, moteurs hydrauliques de commande de volets. Cet avion fut donc une véritable vitrine des capacités d'un industriel français.

Ainsi se résume le parcours des trois sociétés françaises actives sur le marché des trains d'atterrissage durant cette période de vingt ans qui suivit le redémarrage de l'après-guerre pour s'achever peu après le premier vol de Concorde et le lancement du premier Airbus. En effet à ce moment une nouvelle étape s'annonçait car ses deux programmes n'allaient pas tarder à avoir des répercussions sur le paysage industriel de ce secteur.

## LA GRANDE RESTRUCTURATION FRANCAISE

### *Les motivations*

Pour l'industrie du train d'atterrissage, l'arrivée de Concorde et d'Airbus avec leurs trains de 4 m de haut, en acier à très haute résistance, fut un événement majeur. Il fallait investir pour se procurer les moyens d'usinage et de traitement thermique adaptés à des pièces dont les dimensions excédaient largement celles des atterrisseurs fabriqués pour les programmes précédents. Hispano-Suiza et Messier y procédèrent chacun de leur côté, puisqu'ils avaient remporté les succès que nous venons d'indiquer. Messier fit donc les investissements appropriés dans son usine de Bidos, notamment pour les atterrisseurs d'Airbus. Hispano-Suiza, qui en 1963 avait acquis l'usine d'Ettore Bugatti à Molsheim en Alsace, l'équipa en gros moyens destinés à la production en série des atterrisseurs principaux de Concorde.

A ces investissements de production il fallait ajouter les dépenses en études et essais de développement, ainsi que celles liées à la préparation du support après-vente. Tout ceci représentait de grosses charges pour la trésorerie des industriels. De plus, en parallèle, Messier et Hispano-Suiza développaient respectivement le train et le freinage du Mercure lancé parallèlement par Dassault. Toutes ces charges, avec en outre la perspective qu'elles ne manqueraient pas de s'alourdir avec les évolutions des programmes en cours, suscitèrent des interrogations sur la pertinence de la structure de l'industrie française des trains d'atterrissage. Sans parler du spectre de la concurrence internationale qui se profilait pour les programmes futurs.

D'autres préoccupations avaient également conduit à cette interrogation. En particulier, le Président René Lucien avait le souci d'assurer la pérennité de l'entreprise qu'il dirigeait depuis près de quarante ans et dont lui et sa famille détenait la totalité du capital. Il en avait parlé aux Autorités de tutelle, mais en 1970, il n'avait pas encore mené sa réflexion à son terme. Toutefois en 1964, il avait fait venir, pour le seconder, Jacques Bénichou qu'il avait connu et apprécié à l'occasion d'enquêtes économiques menées par le Ministère. Jacques Bénichou était alors Ingénieur en Chef de l'Air, chargé des problèmes de politique industrielle et de la politique des prix à la Délégation Ministérielle pour l'Armement, adjoint de l'Ingénieur Général René Ravaut (qui en 1971 allait devenir Président de Snecma). Il lui confiera rapidement la Direction Générale de Messier. Par ailleurs, en 1968 avait eu lieu une opération en apparence éloignée de l'industrie des trains d'atterrissage, puisque concernant celle des moteurs : la prise de contrôle par Snecma d'Hispano-Suiza et de sa filiale Bugatti. Ceci à la demande de l'Etat, soucieux de conforter l'activité moteurs d'Hispano-Suiza dont la situation se trouvait fragilisée par les difficultés financières de sa maison mère d'alors, la SACM (Société Alsacienne de Construction

Mécanique). L'opération incluait le département atterrisseurs d'Hispano-Suiza, ce qui impliquait Snecma dans un métier nouveau pour elle.

### *Les étapes*

Rapprochant ce dernier événement des préoccupations précédentes, Jacques Bénichou pensa qu'il serait plus judicieux de rattacher ce département à Messier. Il en convainquit Snecma et aussi, ce qui était indispensable, l'Etat. Il lui fallut, de plus, surmonter des réticences inévitables entre des acteurs qui avaient été longtemps de vifs concurrents. Commença alors un long processus qui nous été rapporté par celui qui en a été l'initiateur et l'animateur. Ce processus, qui fait l'objet de l'encadré ci-dessous, est intéressant à plus d'un titre car il montre la complexité de l'opération et met en évidence l'imbrication qui prévalait à cette époque entre l'Etat et l'industrie.

#### LES ÉTAPES D'UNE FUSION

1970 - En décembre, Snecma et Messier signent un protocole prévoyant la création de Messier-Hispano, destinée à recevoir la totalité des activités aéronautiques de Messier et les activités train d'atterrissage d'Hispano-Suiza, après transfert de toutes ces dernières à Bugatti. Ce transfert est effectif dès fin 1970, après agrément de l'Etat. Un second protocole confère à l'Etat une option sur 17% du capital de la future société.

1971 - En février, création effective de Messier-Hispano présidé par René Lucien. En juin, apport des activités aéronautiques de Messier à Messier-Hispano, après agrément de l'Etat. En juillet, Snecma apporte à Messier-Hispano 49% de Bugatti plus un complément de capital et reçoit en échange 34% de Messier-Hispano.

1972 - En janvier, toutes les activités études, commerce, après-vente sont transférées à Messier-Hispano, sauf les activités freinage regroupées provisoirement dans Bugatti (à Montrouge). Toute cette année est consacrée à la mise en route de la fusion

1973 - A la fin de l'année, René Lucien informe l'Etat de son intention de quitter la présidence de Messier-Hispano et lui propose d'exercer son option. L'Etat y renonçant, Snecma achète les 17% et devient majoritaire avec 51% du capital.

1974 - En avril René Lucien part. Jacques Bénichou est nommé président de Messier-Hispano. En juin, Jacques Bénichou est nommé également président de Bugatti, ce qui lui permet d'orchestrer le rapprochement progressif des deux sociétés. Il restera président de Messier-Hispano-Bugatti jusqu'au début de 1982, date à laquelle il succède à René Ravaud à la présidence de Snecma, qu'il dirigera jusqu'en mai 1987.

1976 - En fin d'année, absorption de Bugatti par Messier-Hispano qui devient Messier-Hispano-Bugatti. Snecma monte à 66% du capital, puis à 71,8% l'année suivante.

Pas moins de six années avaient été nécessaires pour que l'opération fut complètement amenée à son terme. Toutefois au début de 1973 la fusion fonctionnait pleinement, avec notamment les derniers transferts à Montrouge des personnels d'Hispano-Suiza qui avaient choisi d'intégrer la fusion. A ce moment-là Messier-Hispano-Bugatti était une société dont les effectifs étaient proches de 3300 personnes, consolidés avec ceux de Bugatti. Elle disposait de trois centres importants de production : Montrouge, Bidos, Molsheim. L'entrée à son capital puis sa prise de contrôle par Snecma lui permit de recevoir un appui financier que la

société familiale Messier n'aurait pu fournir et dont elle avait besoin pour faire face à ses engagements dans les grands programmes alors en cours de démarrage.

### *L'achèvement*

A ce stade, il n'y avait donc plus que deux acteurs en France sur le marché des trains d'atterrissage, ce qui à priori n'était pas illogique puisque Eram, opérant jusqu'à lors uniquement sur son créneau des petits avions de transports, n'était que marginalement en concurrence avec Messier-Hispano-Bugatti. Tout changea lorsqu'en 1978 Eram trouva un accord avec la société américaine Menasco pour présenter conjointement une offre concurrente pour les atterrisseurs principaux de l'A310. Celle-ci l'emporta, mais la compétition avait été vive et fit mûrir la réflexion, de part et d'autre. Des conversations s'engagèrent et trois ans plus tard, d'un commun accord, Eram devenait filiale de Messier-Hispano-Bugatti. Ainsi la restructuration française était menée à son terme ultime.

Le succès de ces mutations peut être synthétisé par le nombre des programmes gagnés par Messier-Hispano-Bugatti. Rien que sur la décennie 1970-1980 on en compta plus de 20 (voir ci-dessous), malgré les difficultés de la conjoncture et une large ouverture à la concurrence internationale, notamment américaine. Messier-Hispano-Bugatti était devenue l'un des trois grands industriels du monde occidental dans sa spécialité, avec aux Etats Unis les sociétés Cleveland Pneumatic Tools et Menascon. Parmi ses nombreux atouts on pouvait souligner l'excellence de son bureau d'études et une coopération européenne alors étroite avec Liebherr en Allemagne, Magnaghi en Italie, Dowty en Grande Bretagne.

## 1970-1980 : UNE ACTIVITE INTENSE ET UN DEVELOPPEMENT HEURTE

Cette décennie fut caractérisée par une intense activité des bureaux d'études et des succès sur de nombreux programmes, comme en témoigne l'annexe 1 à ce chapitre. Nous ne mentionnons ici que les plus importants. Ainsi sur les programmes militaires, qui continuaient à jouer un rôle essentiel, notamment par la particularité des contraintes techniques qu'ils imposaient, Messier-Hispano-Bugatti fut sélectionnée pour les atterrisseurs, les roues, les freins de l'Alphajet et du Mirage 2000, ainsi que pour les atterrisseurs du Super-Etendard et de l'hélicoptère AS 332 Super-Puma. Côté civil elle réalisa les atterrisseurs du Falcon 50. ERAM, de son côté, se plaça sur les trains des l'hélicoptère SA 360/361 Dauphin et SA 365 Dauphin 2. Cependant, les événements les plus marquants concernèrent les programmes Airbus et l'avènement des freins carbone sur le Mirage 2000.

### *Le démarrage hésitant de l'Airbus A300*

A l'optimisme qui avait accompagné le lancement de l'A300B et les succès de Messier-Hispano-Bugatti pour le train et le freinage de cet avion, succéda l'inquiétude devant la lenteur de son démarrage commercial : quelques unités par an au début des années 1970. Il y eut même une année où il y eut 1 avion commandé et 2 annulations. Bien entendu cette situation pénalisa Messier-Hispano-Bugatti qui, de plus, au même moment, devait assurer le développement de plusieurs versions : B2, B2K, B4, avec à chaque fois des répercussions sur le train, allant même jusqu'à un nouveau train pour l'A300B4. Autrement dit, il fallait disposer de la trésorerie

nécessaire, tandis que les recettes de production tardaient. D'où quelques années difficiles, dont le creux se situa en 1976/77, avec une pression sur les effectifs qui descendirent à 2840 personnes en 1978. Heureusement cette année 1978 fut marquée par un décollage des commandes, en particulier symbolisé par la première percée aux Etats-Unis que constituait la commande ferme d'Eastern Airlines pour 23 avions<sup>21</sup>. Il fallut alors accroître rapidement les cadences de production, pour arriver à 4 par mois.

#### *Les succès sur le programme A310*

Ce fut aussi le moment du lancement du programme A310. Si pour l'A300B, comme auparavant pour Concorde, la compétition pour le train d'atterrissage avait été européenne et même pratiquement franco-française, celle relative à l'atterrisseur principal de l'A310 s'ouvrit à l'international. L'Américain Menasco proposa, de façon attractive, un atterrisseur dérivé de celui du Lockheed 1011. Messier-Hispano-Bugatti parvint cependant à faire front, en sachant se remettre en question techniquement et industriellement. Elle fit évoluer sa technologie par rapport à celle utilisée pour l'A300B et finalement sa proposition fut retenue, en 1979. Ce succès fut complété par ceux obtenus pour les roues & freins (acier à ce stade) et le système de freinage. L'A310 fut également marqué par le retour de la Grande-Bretagne dans Airbus. Dans la logique de ce mouvement, Messier-Hispano-Bugatti signa, après son succès, un accord de coopération avec le britannique Dowty lui attribuant une part de 33% de l'atterrisseur principal<sup>22</sup>.

#### *La percée des freins carbone sur le Mirage 2000*

Comme nous l'avons déjà mentionné au chapitre 1, il y eut en France depuis le milieu des années 1960 et surtout tout le long des années 1970, une intense activité de recherches portant sur l'utilisation du carbone pour la réalisation de disques de freins. Après bien des essais, en laboratoire et sur avion, de différentes formules, les équipes de Messier-Hispano-Bugatti et de la SEP réussirent à mettre au point des disques en carbone-carbone adaptés au frein du Mirage 2000, aboutissant à l'homologation de ce frein et à son adoption sur cet avion peu avant 1980.

### 1980-1990 : LES SUCCES ET LES DIFFICULTES S'ENCHAINENT

#### *Les nouveaux à-coups des programmes Airbus au début des années 1980*

L'accroissement des cadences de production Airbus de la fin des années 1970 et du début des années 1980 fut réel, puisqu'il allait permettre de porter le cumul des livraisons de train à plus de 200 fin 1984. Malheureusement il ne fut pas pérenne, car dès 1982 les besoins diminuaient à nouveau, entraînant des reports de commandes de train et des annulations. Un redémarrage semblant s'annoncer pour 1984,

---

<sup>21</sup> A noter qu'en raison des difficultés faites à Airbus par la Port of New York Authority sur la résistance de la piste de l'aéroport La Guardia, il fallut lancer une version spéciale des atterrisseurs principaux comportant un balancier allongé, afin d'augmenter la distance entre la paire de roues avant et la paire de roues arrière.

<sup>22</sup> L'atterrisseur avant, identique à celui du A300, continuait à être l'objet d'une coopération avec Liebherr.

Aérospatiale, déléguée d'Airbus pour les trains des A300 et A310, demanda la mise en place de moyens pour élever à nouveau les cadences. Le processus était lancé quand, la conjoncture n'ayant pas pris le chemin escompté, Aérospatiale réduisit à nouveau, et fortement, ses besoins. Ces coups d'accordéon, dans un contexte général qui s'était détérioré, déclenchèrent une grave crise chez Messier-Hispano-Bugatti, avec des plans sociaux pour dégonfler les effectifs. Après être remontés à près de 3300 fin 1982, ils devaient retomber à 2800 fin 1986. Gérard Guibé, qui avait succédé à Jacques Bénichou au début de 1982 céda sa place en octobre 1986 à Jean-Paul Béchat qui, l'année précédente, était venu du groupe Snecma pour prendre la Direction Générale de Messier-Hispano-Bugatti. La situation financière était devenue très critique. L'appui et la garantie qu'offrait Snecma furent précieux et évitèrent de trop graves conséquences. Cependant plusieurs années furent nécessaires pour redresser complètement la situation et remédier à l'assèchement des investissements qu'elle avait causé, notamment dans le domaine des pièces de rechange, comme nous le verrons un peu plus loin.

Heureusement un début de reprise se manifesta à partir de fin 1986, avec encore une fois une commande symbolique des Etats-Unis, celle d'American Airlines portant sur une vingtaine d'A300-600R. La situation s'améliora alors d'une façon plus durable, tandis que le démarrage du programme A320 suscitait de nouveaux espoirs.

#### *Succès et régression sur le programme A320*

Sur ce programme lancé en 1984, Messier-Hispano-Bugatti remporta effectivement de nouveaux succès, étant retenu pour l'atterrisseur avant, les roues et freins (à puits de chaleur en carbone), les systèmes de freinage et d'orientation de roues. Cependant, pour l'atterrisseur principal, British Aerospace qui en avait reçu la délégation d'Airbus, retint Dowty. Certes un accord de coopération, réciproque à celui de l'A310, fut trouvé entre Dowty et Messier-Hispano-Bugatti. Il attribuait à cette dernière une part de 40 % sur l'atterrisseur principal, mais c'était sous maîtrise d'œuvre Dowty. Pour la société française, outre une perte de ressources financières, c'était une sérieuse brèche dans la position prépondérante qu'elle exerçait dans le domaine des atterrisseurs auprès d'Airbus depuis le début.

#### *La percée des freins carbone sur les programmes civils*

Par contre, dans le domaine du freinage, la décennie 1980-1990 s'annonçait pleine d'espoirs pour Messier-Hispano-Bugatti. En effet, après l'adoption des freins à disques carbone-carbone pour le Mirage 2000, le début des années 1980 allait voir la percée de ce type de freins sur avions civils. Elle fut initiée par la démonstration spectaculaire, au Salon du Bourget 1983, d'un A310 effectuant, en public, un atterrissage suivi d'un freinage avec des freins carbone de Messier-Hispano-Bugatti. C'était une première au monde pour un gros porteur civil. La voie était alors ouverte pour l'introduction de ces freins sur Airbus. Leur certification sur avion eut lieu en juillet 1984 pour l'A300-600, en septembre de la même année pour l'A310-300. Les premières compagnies clientes furent Thai Airways (A300-600) et Swissair (A310-300). Peu après, Messier-Hispano-Bugatti était retenue pour équiper de freins carbone un programme nouveau, l'A320, et cette fois dès l'origine.

Ainsi, au milieu des années 1985, un tournant venait d'être pris. Il allait transformer non seulement la technologie des freins mais aussi leur industrie, avec une part croissante pour l'industrie française. Cette avancée devait beaucoup à



l'efficace collaboration établie entre SEP et Messier-Hispano-Bugatti pour la mise au point d'un matériau carbone-carbone approprié au freinage. Cette collaboration aurait du s'étendre au plan industriel quand il fut décidé de créer, en 1985, une société appelée Carbone Industrie et dédiée à la fabrication de ce matériau, avec une capacité annuelle de 100 tonnes pour faire face aux besoins prévisibles des programmes Airbus<sup>23</sup>. SEP proposa à Messier-Hispano-Bugatti d'y prendre une part de 50%, mais son président Gérard Guibé ne put y donner suite en raison des difficultés où sa société se débattait à ce moment-là. SEP se tourna alors vers Alstom. Cependant, cette occasion manquée d'intégration industrielle ne sera finalement qu'un contre-temps. D'abord parce qu'en 1986 Snecma, avec l'accord et à la demande des Pouvoirs Publics et d'Arianespace, prit la majorité de la SEP : les relations furent alors de plus en plus étroites entre Messier-Hispano-Bugatti et SEP, deux filiales de Snecma. Ensuite parce que l'intégration se fera quelques années plus tard, comme nous le verrons dans les pages suivantes.

### *Les autres programmes marquants de la décennie*

Le programme le plus marquant fut le Rafale. Messier-Hispano-Bugatti développa d'abord le train d'atterrissage du démonstrateur Rafale A qui fut livré à Dassault au milieu des années 1980. Elle entreprit ensuite le développement du train des versions destinées à l'Armée de l'Air et du train du Rafale M destiné à la Marine et spécialement conçu pour le décollage et l'atterrissage sur porte-avions. En outre, elle fut choisie pour les roues, les freins carbone, le système de freinage, les calculateurs d'orientation de roues et de manœuvre train-trappes..

Par ailleurs, dans la continuité du Falcon 50, Messier-Hispano-Bugatti fut chargée de la réalisation du train du Falcon 900. Elle réussit parallèlement à placer des trains de sa conception sur les avions franco-italiens de transport régional ATR42 et ATR72, ainsi que sur l'hélicoptère Tigre d'Eurocopter. Parallèlement Eram faisait de même, d'abord sur l'avion brésilien de transport régional EMB 120 « Brasilia », puis sur l'avion allemand de transport régional Dornier 328 et enfin sur l'avion de combat italo-brésilien AMX. A l'exception du Falcon 900 et de l'EMB 120, ces programmes firent l'objet de coopération avec des industriels étrangers, Messier-Hispano-Bugatti ou Eram, selon le cas, étant maître d'œuvre, mais partageant la production.<sup>24</sup>

### *Péripéties à l'occasion des programmes A330 et A340*

Messier-Hispano-Bugatti entreprit très tôt des études sur les atterrisseurs de ces avions, dès 1975, époque où on les appelait TA9 et TA11. Le problème était déjà de permettre un grand angle à cabrer au décollage, sans pénaliser pour autant la structure de ces avions à long fuselage, en leur imposant de loger de longues jambes d'atterrisseurs. La société française se rendit à plusieurs réunions, à Toulouse et à Hatfield, chez BAé, et remit plusieurs projets. Ses efforts ne lui donnèrent aucun avantage, Airbus ayant décidé, plus que jamais, d'ouvrir la compétition aux industriels américains du secteur, lorsque le lancement ces avions, devenus entre temps A330 et A340, fut décidé.

Devant cette menace, Messier et Dowty jugèrent que la meilleure réplique était de faire une proposition commune. C'était nouveau pour ces deux sociétés, car si elles

---

<sup>23</sup> Egalement pour réaliser des disques en carbone utilisés sur les freins de voitures de Formule 1.

<sup>24</sup> Ces coopérants furent : l'italien Magnaghi pour les programmes ATR 42, ATR 72 et AMX, le brésilien EDE pour l'AMX, l'allemand LAT pour le Tigre, l'israélien SHL pour le Dornier 328.

avaient l'habitude de coopérer, comme nous en avons vu plusieurs exemples dans les pages précédentes, leur accord se faisait toujours à l'issue de la compétition, pour laquelle elles avaient présenté chacune leur propre proposition. Celui qui l'avait emporté prenait la maîtrise d'œuvre. Cette fois il leur fallait définir et accepter une répartition des responsabilités avant même la réception des appels d'offres. Ce ne fut pas facile mais, après plusieurs séances de tractations au plus haut niveau, un accord équitable fut trouvé, qui garantissait à Messier-Hispano-Bugatti la maîtrise d'œuvre des atterrisseurs principaux, bien entendu en cas de succès de l'offre. Les deux sociétés préparèrent donc en commun leur proposition, échangeant à cette fin toutes les informations nécessaires.

Le travail correspondant était bien avancé lorsque, tout d'un coup, la Direction de Dowty rompit l'accord, prétextant qu'elle aurait plus de chance de succès en s'alliant à un confrère américain, plutôt qu'avec Messier-Hispano-Bugatti. Il faut dire qu'à cette époque, nous arrivions alors à la mi-1988, la réputation de cette dernière auprès d'Airbus était entachée par des retards de livraison de pièces de rechange aux compagnies aériennes, dont la cause remontait aux difficultés, évoquées plus haut, des années précédentes. En fait, au-delà de cette explication, la raison profonde de cette nouvelle alliance était de permettre à Dowty de récupérer la maîtrise d'œuvre des atterrisseurs principaux. La société anglaise se tourna donc vers CPC (Cleveland Pneumatics Tools), spécialiste américain bien connu, notamment fournisseur des atterrisseurs du B747. Du coup, Messier-Hispano-Bugatti s'allia, pour la circonstance avec Menasco, concurrent américain de CPC, et qui avait déjà participé aux compétitions A310 et A320. A l'été 1988, British Aerospace, en accord avec Airbus, choisit l'équipe Dowty/CPC pour les atterrisseurs principaux, en dépit d'une proposition compétitive de l'équipe Messier-Hispano-Bugatti/Menasco. Celle-ci parvint néanmoins à obtenir le contrat pour l'atterrisseur avant. Quant à l'atterrisseur central de l'A340, il fut attribué à la filiale canadienne de Dowty<sup>25</sup>.

Au sortir de cette compétition, Messier-Hispano-Bugatti était de nouveau, et cette fois-ci plus sérieusement, affaiblie dans le domaine des atterrisseurs. Heureusement elle recueillit peu après de réelles satisfactions en étant retenue pour les systèmes de freinage et d'orientation des roues avant, ainsi que pour la totalité des boîtiers d'accrochage train rentré<sup>26</sup>. En outre l'équipe qu'elle formait avec l'américain Goodrich fut sélectionnée pour la fourniture des roues et des freins carbone. Globalement Messier-Hispano-Bugatti restait donc un fournisseur important d'Airbus, auprès de son délégué British Aerospace, comme auparavant auprès d'Aérospatiale.

## LES VOIES DU REDRESSEMENT

### *La réorganisation des services et des sites*

Le Président Jean-Paul Béchat prit des mesures fortes pour re-dynamiser et redresser la société. La première consista à réorganiser les services en remplaçant les directions traditionnelles par grandes fonctions (commerce, technique, après-vente...) par des divisions produits reprenant chacune leur part de ces fonctions et tournées vers leurs clients (atterrisseurs civils, atterrisseurs militaires, systèmes et freinage, technologie et recherches, logistique et réparations). La seconde fut la

---

<sup>25</sup> Messier-Hispano-Bugatti n'avait pas répondu à l'appel d'offre pour l'atterrisseur central de l'A340.

<sup>26</sup> Mécanismes qui verrouillent les atterrisseurs en position rentrée et les trappes en position fermée.

fermeture de l'usine de Montrouge, devenue vétuste et insuffisamment productive, et le transfert de ses fabrications vers l'usine de Molsheim. L'espace ainsi libéré à Montrouge fut récupéré par les divisions, en particulier pour les moyens d'essais et les services d'après-vente, qui étaient depuis longtemps très à l'étroit.

Néanmoins, les locaux montrougiens demeuraient mal adaptés et bien des services restaient dispersés. Aussi fin 1987, Jean-Paul Béchat saisit l'occasion de la mise en vente de la SOPEMEA<sup>27</sup> qui jouissait d'une grande surface de terrain et de deux grands hangars pratiquement disponibles sur le site de Vélizy. Messier-Hispano-Bugatti prit une part de 51% dans le capital de la SOPEMEA et, du coup, trouva la place qui lui manquait<sup>28</sup>. La construction d'un nouveau centre, moderne et adapté, démarra vite. Fin 1990 les moyens d'essais étaient transférés dans les deux hangars. En janvier 1991 les services s'installèrent dans les nouveaux locaux. Le centre de Montrouge ferma, près de soixante ans après sa création, puis fut vendu.

### *Le redressement puis le développement de l'après-vente*

L'après-vente était le point faible de Messier-Hispano-Bugatti, non pas pour la qualité de l'assistance technique, qui était reconnue, mais pour une performance insuffisante dans la livraison en temps voulu des pièces de rechange. Ce problème était d'autant plus crucial que la flotte Airbus s'élargissait à travers le monde. En conséquence des moyens furent mis en œuvre pour que les services après-vente affinent leurs prévisions de besoins et que les usines raccourcissent leurs délais. Ces efforts soutenus portèrent progressivement leur fruit, mais, en raison de la longueur des cycles de production, il faudra attendre 1990 pour que la situation devienne tout à fait acceptable.

Il fallait en outre se rapprocher des clients et mieux répondre à l'ensemble de leurs besoins. A cet effet, Messier-Hispano-Bugatti ouvrit, mi-1990, un centre de services et d'assistance aux Etats-Unis, basé à Sterling en Virginie. Elle décida en plus de s'investir dans la réparation de ses matériels. A cette fin elle développa l'atelier de réparation intégré à l'usine de Molsheim et créa, en parité avec des partenaires locaux, des filiales dédiées à cette activité en France, aux Etats-Unis, à Singapour. Par exemple, la filiale américaine, baptisée A-PRO et implantée en Floride, fit l'objet d'un partenariat à 50/50 avec Falcon Jet Corporation pour la réparation des atterrisseurs et autres matériels Messier-Hispano-Bugatti utilisés sur les avions Falcon et ATR exploités dans la zone nord-américaine. A-PRO fut inaugurée en juin 1990.

Cette politique allait se poursuivre et son application se développer dans les années qui suivirent. Tant et si bien que Messier-Hispano-Bugatti non seulement se rétablit dans le domaine de l'après-vente aéronautique, mais s'y hissa au niveau des meilleurs prestataires mondiaux.

### *Les investissements industriels*

Pour la production des atterrisseurs, Messier-Hispano-Bugatti reprit ses investissements dans son usine de Bidos, non seulement pour accroître sa capacité mais aussi pour optimiser ses performances en cycles et coûts. Sa surface fut agrandie et l'implantation des ateliers rationalisée. Parmi les investissements, deux

---

<sup>27</sup> SOPEMEA = Société pour le Perfectionnement des Matériels et Equipements Aérospatiaux.

<sup>28</sup> Place que Messier-Hispano-Bugatti put agrandir en se portant acquéreur, peu après, d'un terrain mitoyen appartenant à l'Etat.

furent particulièrement significatifs. Le premier fut l'installation d'une troisième grosse fraiseuse. Plus puissante que les précédentes, elle présentait, de plus, l'avantage de réduire les temps morts en permettant de positionner sur sa table un jeu de quatre pièces pendant l'usinage d'un autre jeu. Le second fut la construction d'un grand atelier moderne de traitements de surface des pièces (cadmiage, chromage, protections anodiques), plus performant et davantage respectueux de l'environnement que l'ancien atelier qu'il remplaçait.

Pour la production des roues et des structures de frein (parties mécaniques des freins), Messier-Hispano-Bugatti organisa dans son usine de Molsheim des ateliers spécialisés où furent mis en place des chaînes automatisées d'usinage. Ces dernières permirent de diminuer les cycles de façon spectaculaire, les amenant, par exemple, à quelques jours pour une roue.

Par ailleurs, pour faire face à la demande croissante de disques de frein en matériau carbone-carbone, la société Carbone Industrie développa ses capacités de production, essentiellement des fours de densification gazeuse des textures carbone. Il lui fallut, en outre, mettre au point des procédés et moyens spéciaux pour faire évoluer la technologie des disques et permettre ainsi de réduire leur coût tout en contribuant à améliorer les performances des freins.

### *La campagne de promotion aux Etats-Unis*

Puisque, pour Messier-Hispano-Bugatti, le marché Airbus des atterrisseurs se rétrécissait, il lui fallait trouver un autre débouché. Celui des Etats-Unis, de par sa dimension et son dynamisme, offrait des perspectives alléchantes. D'autant plus qu'on savait que Boeing Commercial Airplanes préparait le lancement d'un nouvel avion. Cependant, pour un fournisseur européen de trains d'atterrissage, c'était alors une forteresse imprenable. En effet, les grands avionneurs disposaient sur leur sol de deux grands fournisseurs, CPC et Menasco, dont ils pouvaient aisément contrôler, et de très près, les prestations, notamment en matière de qualité et de performances de livraison. L'importance de ce dernier point se comprend tout à fait si l'on remarque que le premier équipement monté sur une cellule d'avion est le train d'atterrissage parce qu'il sert à la faire avancer dans la chaîne. Comme Boeing l'avait expliqué, dès les premiers contacts, au coordinateur de cet ouvrage, qui a vécu cette aventure, tout reposait sur la confiance que le fournisseur pouvait inspirer à l'avionneur. De plus, était-il précisé, il fallait une longue pratique pour l'obtenir. Bref, il y avait un grand chemin à parcourir.

Certes, la société Messier-Hispano-Bugatti n'était pas complètement inconnue dans le milieu aéronautique américain. Boeing et Douglas savaient qu'elle était fournisseur de leur concurrent Airbus, et donc qu'elle avait la capacité technique et industrielle nécessaires. En outre, Messier-Hispano-Bugatti avait obtenu de Boeing, une dizaine d'années auparavant, un contrat pour la fabrication des vérins de relevage du B747. Bien qu'il y ait peu de points communs entre un vérin et un atterrisseur, cela avait néanmoins permis de faire connaître et apprécier la compétence de l'usine de Bidos. Enfin l'excellente réputation acquise par Snecma, au travers du programme CFM56, ne manquait pas de rejaillir sur ses filiales, avec en plus pour Messier-Hispano-Bugatti l'avantage d'avoir à sa tête des anciens de Snecma : Jean-Paul Béchat, d'abord secondé par Jacques Chausse, ancien Président de CFM International, puis par Dominique Hédon.

C'est dans ce contexte que s'engagea, à partir de 1989, une campagne, surtout auprès de Boeing mais aussi de Douglas, pour exposer en détail les compétences et les capacités de Messier-Hispano-Bugatti dans le domaine des atterrisseurs. C'était aussi l'occasion de nouer des contacts. Les voyages et les réunions à Seattle et, dans une moindre mesure à Long Beach, se multiplièrent. Ils témoignèrent de la détermination de l'industriel français. Ceci, ajouté à l'attrait exercé par son expérience sur le plan de la conception, finit par lui donner une image favorable chez Boeing. C'était un acquis important, mais pas suffisant pour espérer devenir, à ce moment, un fournisseur part entière d'atterrisseurs pour Boeing. Aussi, à l'approche de l'appel d'offres pour les atterrisseurs du B777, Messier-Hispano-Bugatti comprit que sa seule chance était de trouver un partenaire américain. Menasco, qui était déjà le partenaire du français sur l'atterrisseur avant des A330 et A340, se montra ouvert, d'autant plus qu'il vit un avantage compétitif à un tel partenariat. C'était effectivement judicieux puisque, fin 1991, l'équipe formée par Menasco et Messier-Bugatti<sup>29</sup> était choisie par Boeing pour la fourniture des trois atterrisseurs du B777. L'industriel français en recevait une part de production voisine du quart<sup>30</sup>.

Ce premier succès auprès de Boeing représentait, bien sûr, une compensation très appréciée, après la déception apportée par l'issue défavorable de la compétition A330/A340. Il marquait surtout le franchissement d'une étape incontournable qui allait permettre à Messier-Bugatti de démontrer ses capacités d'études et de production et donc d'acquiescer totalement la confiance de Boeing. Ce qui, quelques années plus tard, allait permettre d'aller encore plus loin, pour finalement devenir un fournisseur à part entière de l'avionneur américain.

Il faut aussi souligner que Messier-Bugatti avait parallèlement intensifié ses campagnes de promotion de ses freins et systèmes de freinage aux Etats-Unis. Si elles ne portèrent pas de fruit immédiat, la même persévérance dans la démarche et les performances attrayantes de ses freins carbone, devait lui permettre d'obtenir, à partir de la fin des années 1990, de très beaux succès auprès de Boeing. Ils débutèrent par la sélection de ses freins pour l'avion commercial B767 et pour l'avion de transport militaire C17.

## LA CREATION DE MESSIER-DOWTY

### *Les motivations et le processus*

Au début des années 1990, Messier-Bugatti était une société qui ne manquait pas d'atouts. En Europe, elle avait une forte présence sur de très nombreux programmes, dont tous les programmes Airbus. Aux Etats-Unis, elle venait de réussir une percée. Les mesures de redressement que nous avons vues avaient restaurées son image. Ses freins carbone rencontraient un succès grandissant. Certes, comme tous les industriels du secteur, elle devait affronter les variations répétitives des cadences de production résultant du caractère cyclique du marché aéronautique et de sa sensibilité aux crises mondiales. Ainsi, en 1991, sévissaient les contrecoups de la première guerre du Golfe.

Cependant, c'était surtout son activité atterrisseurs qui y était la plus sensible, de par sa dépendance directe aux cadences de production des avions. Le meilleur

---

<sup>29</sup> En avril 1990, Messier-Hispano-Bugatti avait simplifié son nom.

<sup>30</sup> Cette part consistait précisément en la fabrication des tiges coulissantes et des barres (en titane) de reprise de couple des freins des atterrisseurs principaux.

moyen d'y résister était d'élargir sa palette de clients. Or, pour y parvenir, la concurrence était rude et défavorisait ceux qui n'étaient pas implantés dans les pays des principaux avionneurs. Messier-Bugatti avait pu le constater lors des deux dernières compétitions où elle avait pris part. Par ailleurs, pour prétendre réussir sur de grands programmes, il fallait accepter de supporter un découvert financier élevé pendant leurs premières années, car les avionneurs demandaient dorénavant à leurs principaux fournisseurs de participer aux frais de développement et de démarrage de la production.

Il est certain que, dans ces conditions, l'idée venait de chercher à unir ses forces avec une société consœur. Une première voie envisageable était de signer un ou des accords de coopération par programme. Toutefois Messier-Bugatti, qui en avait une longue pratique, avait pu en voir les limites : instabilité des alliances d'un programme à l'autre (voir en cours de programme), transfert de technologie avec le risque de voir le bénéficiaire devenir ultérieurement un concurrent. En conséquence, la solution de l'alliance capitalistique avait fait son chemin côté groupe Snecma.

Côté britannique, des événements importants s'étaient passés depuis les péripéties de la compétition A330/A340 : Dowty avait été rachetée par TI Group qui avait mis en place une nouvelle équipe de direction. TI Group promut une politique de consolidation et dans ce cadre, commença par examiner les potentialités d'une alliance transatlantique. Cependant il arriva à la conclusion qu'une alliance européenne était plus appropriée et se tourna donc vers Messier-Bugatti. Les conditions à un rapprochement étaient donc devenues beaucoup plus favorables.

#### LES PHASES DU PROCESSUS DE CRÉATION DE MESSIER-DOWTY

1993 - En juin, signature au Salon du Bourget d'une lettre d'accord (Letter of Understanding) entre les sociétés Snecma et Messier-Bugatti, d'une part, TI Group et Dowty Aerospace, d'autre part, sur la création d'une société devant regrouper les activités atterrisseurs des deux parties.

En octobre, Snecma monte à 100% du capital de Messier-Bugatti après rachat des parts détenues par la société britannique Lucas.

En décembre, signature par le groupe Snecma, représenté par Gérard Renon, et TI Group, représenté par Sir Christopher Lewinton, de l'accord préliminaire sur la création de la société Messier-Dowty International dont le capital sera réparti à parité entre les deux parties. Le Président Directeur Général de la nouvelle société sera Tony Edwards et le Directeur Général Délégué sera Dominique Paris.

1994 - En janvier accord de la Commission Européenne.

En mars décret favorable du Premier Ministre français.

En avril, apport de l'activité atterrisseurs de Messier-Bugatti à Eram qui prend le nom de Messier-Eram. Toutes les autres activités restent à Messier-Bugatti, y compris la réparation des atterrisseurs.

Durant le 1<sup>er</sup> semestre, finalisation de l'évaluation détaillée des actifs, des deux parties, devant entrer dans la fusion.

En juillet, signature entre Snecma et TI Group de l'accord définitif portant sur la création de Messier-Dowty International Ltd dont le siège social est à Abingdon (Oxfordshire) et le siège opérationnel à Vélizy.

1<sup>er</sup> janvier 1995 - Fusion de Messier-Eram et de Dowty Aerospace Landing Gear dans Messier-Dowty et démarrage effectif de cette dernière.

Toutefois Dowty, fort de son succès sur l'A340, était en meilleure position que Messier-Bugatti, malgré la récente percée de ce dernier sur le B777. Néanmoins la détermination des négociateurs français, conduits par Jean-Paul Béchat<sup>31</sup> jusqu'en juin 1994, allait permettre d'aboutir à un accord équilibré. Les phases du processus débouchant sur la fusion font l'objet de l'encadré de la page précédente.

#### *Les caractéristiques de la nouvelle société*

Sur le plan stratégique, Messier-Dowty International répondait tout à fait aux objectifs que s'étaient fixés ses initiateurs. D'abord par son implantation géographique, puisqu'elle coiffait des établissements en France (Vélizy et Bidos), en Angleterre (Gloucester), au Canada (Toronto, Montréal et Peterborough - Ontario), donc bien situées par rapport aux cœurs des marchés européen et nord-américain. Ensuite, elle jouissait d'une large palette de clients (avionneurs, compagnies aériennes, armées de l'air) répartis à travers le monde. Enfin, elle atteignait une taille<sup>32</sup> qui la plaçait en position favorable vis de ses deux plus gros compétiteurs, les sociétés américaines CPC et Menasco. Bref, elle accédait au premiers rang du marché mondial des atterrisseurs.

Pendant elle n'embrassait pas la totalité des activités liées aux atterrisseurs, puisque Dowty Aerospace, d'un côté, et Messier-Bugatti, de l'autre, conservaient leurs activités de réparation de ces matériels. De ce point de vue l'intégration du métier n'était donc pas réalisée. Par ailleurs, basée sur une répartition 50/50 du capital entre français et britanniques, la nouvelle société était également basée sur le partage du pouvoir. En fait sur ce point les britanniques avaient obtenu un certain avantage puisque le Président et le Directeur Financier étaient issus de TI Group. En conséquence, pour défendre sa position et ses points de vue, la partie française dut faire preuve à la fois d'énergie et de doigté, exercice que sut parfaitement maîtriser Dominique Paris, Directeur Général de Messier-Dowty International et, au départ, Président de la filiale française. En outre, cet équilibre difficile à pratiquer apparut précaire au fil du temps.

## LE POLE TRAINS D'ATTERRISSAGE ET SYSTEMES ASSOCIES DE SNECMA

### *La prise du contrôle total de Messier-Dowty par Snecma*

Depuis les premières discussions, TI Group avait souhaité prendre la majorité chez Messier-Dowty, considérant que Snecma motoriste se désintéresserait à court ou moyen terme des activités équipements. Il fut très proche d'y parvenir au début de 1996, le groupe Snecma traversant une période d'incertitude. Toutefois, en juin 1996, Snecma avait été repris en main par Jean-Paul Béchat, appelé par l'Etat à sa présidence, après deux années consacrées à celle de SNPE. Le groupe français afficha alors un net refus à la vente de tout ou partie de ses parts. Devant l'émergence puis la constance de cette détermination, TI Group se découragea et se positionna vendeur au lieu d'acquéreur. Il finit donc, fin 1997, par proposer ses parts à Snecma, qui accepta.

---

<sup>31</sup> Fin juin 1994, Jean-Paul Béchat a été appelé à la présidence de la SNPE. Il était remplacé par Yves Leclère à la présidence de Messier-Bugatti.

<sup>32</sup> Les effectifs totaux de Messier-Dowty étaient de 2 200 personnes au moment de la fusion.

L'accord se finalisa très vite, puisque début décembre 1997 Snecma annonça le rachat de toutes les actions Messier-Dowty détenues par TI Group, ainsi que l'acquisition de l'activité réparation (hors hélices) de Dowty Aerospace. Les deux accords correspondants furent signés début janvier 1998. Ils entrèrent en vigueur à la fin du mois de juin de la même année, après l'obtention des approbations des gouvernements et de la Commission Européenne. Dominique Paris fut nommé Président Directeur Général. Pour Messier-Dowty cette prise de contrôle était un événement majeur, qui l'intégrait complètement à un grand groupe aéronautique capable de comprendre ses besoins et de l'épauler.

### *L'intégration des activités liées au frein carbone*

Nous avons vu plus haut que la société Carbone Industrie avait été créée en 1985, avec pour actionnaires SEP et Alsthom, pour la production des disques en carbone-carbone. Sa collaboration avec Messier-Bugatti avait toujours été bonne mais, les deux sociétés restant indépendantes l'une de l'autre, elles ne portaient pas forcément le même regard sur certaines questions. Un premier rapprochement avait cependant eu lieu lorsque SEP était devenue filiale de Snecma en 1986. Alsthom, de son côté, se retira d'une activité qui n'entraînait plus dans ses objectifs. Dès fin 1993 fut annoncé un regroupement de l'activité roues & freins de Messier-Bugatti avec l'activité concernée de SEP et de sa filiale Carbone-Industrie. En fait l'intégration se fit en plusieurs étapes, de modalités différentes, et s'acheva complètement au milieu de l'année 1997, lorsque Carbone Industrie, renforcée par des spécialistes venant de SEP, fut intégrée dans Messier-Bugatti, dont elle devint une division. Ainsi, l'appartenance à une même entité assurait une meilleure maîtrise de l'ensemble des activités liées aux freins carbone. Ce qui accroissait les atouts de Messier-Bugatti, de plus placée depuis juin 1994 sous la clairvoyante autorité d'Yves Leclère.

### *Des sociétés couvrant la totalité des matériels concernés*

Après l'accomplissement des deux opérations précédentes, à mi-1998, Snecma rassemblait, au sein de sa branche Equipements, des sociétés couvrant la totalité des matériels concernés par les trains d'atterrissage et les systèmes associés, c'est à dire ceux entrant dans le grand ensemble fonctionnel présenté au chapitre 1, à l'exception des pneumatiques. Ces sociétés étaient :

- Messier-Dowty pour atterrisseurs
- Messier-Bugatti pour roues et freins, systèmes associés, et hydrauliques
- Messier Services pour réparation, maintenance et services aux clients.

Cette dernière entité regroupait les activités réparation de Dowty Aerospace, rachetées par Snecma, avec celles de Messier-Bugatti.

Ces sociétés avaient elles-mêmes plusieurs filiales à l'étranger, implantées en des endroits stratégiques, formant un véritable réseau mondial qui ne cessa de se développer. Par exemple, en 1998, Messier-Bugatti établit aux Etats-Unis, dans le Kentucky, une seconde usine de fabrication de disques de frein en carbone-carbone, dénommée A-Carb. Sa production s'ajouta à celle de Carbone Industrie pour répondre à la demande des clients américains, au premier rang desquels : l'US Air Force. Elle offrait l'intérêt supplémentaire d'être proche de ces derniers. Dans le même esprit, Messier-Dowty devait ouvrir, quelque temps plus tard, un bureau d'études à Seattle, près de Boeing.



## *Des acteurs majeurs sur l'échiquier international*

Dans les années qui suivirent sa création, Messier-Dowty devait réussir à devenir l'acteur prépondérant sur le marché mondial des atterrisseurs, et ceci bien que sa rivale, la société américaine Goodrich, qui avait dans un premier acquis CPC, se soit ensuite renforcée en absorbant son concurrent national Menasco, en 1999.

Quant à Messier-Bugatti, elle a su parfaitement tirer profit de la révolution technologique qu'a constitué l'introduction des freins carbone. Alors qu'à l'époque des freins à disques métalliques elle était nettement distancée par ses concurrents anglo-saxons, elle a réussi à se hisser au premier rang mondial en sachant mettre au point et produire des freins carbone très performants.

Sur le marché des systèmes associés aux trains d'atterrissage, Messier-Bugatti doit affronter une forte concurrence, américaine notamment. Néanmoins elle occupe un des premiers rangs mondiaux. Par exemple, elle a été retenue par Airbus pour les systèmes de freinage et d'orientation de roues de tous ses avions commerciaux, depuis l'A300B jusqu'à l'A380.

## UN DEMI-SIECLE D'HISTOIRE EN PERSPECTIVE

### *Permanence et évolutions*

Nous avons porté un regard sur un peu plus de 50 ans d'histoire de l'industrie française des trains d'atterrissage et des systèmes associés. Cette histoire a été marquée par une permanence et par plusieurs évolutions. La permanence est que, suivant la voie qui avait été tracée dès l'avant-guerre, cette industrie a toujours été vivace et sa notoriété reconnue au-delà des frontières nationales. En fait cela n'est pas toujours allé de soi car il a fallu lutter pour maintenir, renouveler, puis développer ce statut. Les rôles qu'y ont joué, à divers moments de cette histoire, l'Etat et les industriels sera abordé un peu plus loin.

La première évolution fut relative au marché où opérait cette industrie. Pendant longtemps, ses clients les plus importants avaient été les aviateurs nationaux, même sur les programmes de coopération européenne. Certes, l'industrie française avait remporté plusieurs succès à l'étranger (annexes 1 et 2 à ce chapitre), mais c'était plutôt des retombées que des contributions à son développement<sup>33</sup>. Sur les programmes majeurs, un tournant fut amorcé à l'occasion des Airbus A330/A340, puisque Messier-Bugatti devint fournisseur de British Aerospace. Le second tournant, pris à l'occasion du B777, fut plus prononcé car cette fois le client était Boeing, même si c'était au travers du partenaire Menasco. A partir de là il fut clair que ce mouvement devait s'amplifier si l'industrie française voulait maintenir sa place dans le domaine des atterrisseurs. Ce qui posait un autre problème.

Ce problème était celui de sa dimension et de sa structure. Celles-ci ont fortement évoluées au cours de notre demi-siècle. Après le redémarrage de l'après-guerre qui vit naître ou éclore, en France, une demi-douzaine d'entreprises sur le secteur, il y eut, au début des années 1950, une première restructuration qui en ramena le nombre à trois. Puis ce fut la grande restructuration française qui conduisit à rassembler toutes les forces hexagonales au sein d'une seule société, Messier-Hispano-Bugatti. Ce fut une étape essentielle et indispensable, mais elle trouva

---

<sup>33</sup> Ne serait-ce que par l'obligation de partager / transférer en totalité la production vers le pays client.

précisément ses limites avec l'internationalisation grandissante du marché. Il fallut donc passer à un rapprochement avec un partenaire étranger offrant des atouts pour faciliter la conquête de nouveaux clients. Ce qui amena à une restructuration européenne, avec la création de Messier-Dowty. Les succès, notamment aux Etats-Unis, qui devaient être remportés, dans les années qui suivirent, démontrèrent la pertinence de cette création.

Une troisième évolution eut lieu dans la période qui nous intéresse. Elle concerne l'importance relative des types de produits réalisés. Pendant longtemps, l'activité dominante provenait des atterrisseurs. Cette domination commença à s'atténuer, au cours de années 1980, avec la percée des freins à disques en carbone-carbone. Ceux-ci n'allaient pas cesser d'accroître leur part de marché. De même, l'émergence de systèmes à fonctions multiples et élaborées conféra à ce domaine une importance nouvelle. Ces tendances s'accrochèrent dans les années qui suivirent. Tant et si bien que l'ensemble des activités freins et systèmes finit par se rapprocher du niveau de l'activité atterrisseurs.

### *Le rôle de l'Etat*

Au-delà de sa mission fondamentale dans la domaine réglementaire et de sa fonction de tutelle, l'Etat a constamment eu pour politique d'épauler l'industrie française du train d'atterrissage. Cette politique a été matérialisée de plusieurs façons. L'Etat a aidé au développement technologique, d'abord en ouvrant aux industriels ses centres d'essais, principalement le CEAT mais aussi le CEV<sup>34</sup>, ensuite en leur attribuant des marchés d'études et d'essais. L'attribution de ces marchés démarra dans la première moitié des années 1960, et prit un rythme annuel plus soutenu au début des années 1970. Elle se développa alors, puisque sur une période de 30 ans, de 1962 à 1992, on a pu identifier près de 300 marchés passés aux industriels du train d'atterrissage et des systèmes associés. De plus, l'Etat s'est efforcé de promouvoir les équipements français dans les programmes qu'il avait lancé lui-même ou dans ceux où il était partie prenante dans le cadre de coopérations européennes.

Cependant, le rôle de l'Etat n'a pas revêtu la même forme ni connu la même ampleur au cours du temps. Pour les trains d'atterrissage et les systèmes associés, le soutien de l'Etat à leur développement demeura à un niveau important jusqu'au début des années 1990. Il alla ensuite en décroissant, au fur et à mesure que l'industrie renforçait ses positions et affermissait ses technologies. En outre, pour satisfaire à de nouvelles obligations internationales, les aides, plus attachées aux programmes, prirent souvent la forme d'avances remboursables.

Par ailleurs, l'internationalisation de plus en plus forte des programmes et l'émancipation des avionneurs européens par rapport à leurs gouvernements dilua l'influence que les Etats pouvaient exercer pour soutenir leur industrie nationale. Parallèlement, dans la succession de restructurations qui furent le lot de l'industrie française dans cette période, il y eut également une évolution du rôle de l'Etat, même si, bien entendu, rien ne put se faire sans son aval.

En effet, au début des années 1950, l'Etat fut certainement à l'origine de la rationalisation du nombre de sociétés intervenant dans les trains d'atterrissage. Par contre, si la grande restructuration française des années 1970 a été souhaitée au plus haut niveau de l'Etat, ce sont les industriels qui prirent l'initiative de déclencher

---

<sup>34</sup> CEAT = Centre d'essais aéronautiques de Toulouse ; CEV = Centre d'essais en vol.

cette opération. Quant à la restructuration européenne des années 1990, elle fut entièrement engagée par les dirigeants de Snecma et de TI Group, maisons mères respectives des sociétés Messier et Dowty.

On ne peut terminer cette évocation sans souligner l'importance du rôle joué par certaines personnalités. Nombreux sont les collaborateurs de l'Etat qui ont soutenu l'industrie française des trains d'atterrissage, notamment en favorisant l'attribution de marchés d'études. Nous les rappellerons dans les chapitres spécialisés. Ici, nous citons seulement, comme étant les plus symboliques, les ingénieurs généraux André Vialatte, Jean Soissons et Jean Auvinet.

### *Le rôle des industriels*

En tant que responsables de la conduite de leur société, les industriels surent prendre les décisions nécessaires concernant leurs investissements, leurs axes de développement technologique, leur prospection des marchés étrangers. Comme nous l'avons vu, pour répondre aux besoins créés par leurs succès sur les programmes, notamment les grands programmes civils, les industriels durent procéder à de gros investissements en moyens humains et matériels, dont ils assumèrent entièrement la charge, à l'exception de quelques rares cas. Dans le domaine de la technologie, ils eurent certes l'avantage de pouvoir compter sur l'encouragement et, assez souvent, l'aide de l'Etat. Cependant, ils choisirent eux-mêmes les directions où ils pouvaient porter leurs efforts, parfois avec ce qui a pu paraître un temps de l'entêtement, mais qui était en fait de la détermination, comme pour les pompes hydrauliques autorégulatrices et les freins.

Enfin, avec l'internationalisation des programmes et les conséquences qu'elle laissait entrevoir, les industriels des trains d'atterrissage, sans se défaire des liens, d'ailleurs indispensables, qu'ils avaient avec l'Etat, durent, de plus en plus, prendre par eux-mêmes des initiatives pour faire avancer leur société, ou défendre ses positions. Nous venons d'en donner deux exemples ci-dessus. La conquête du marché nord-américain en est un autre.

Avant de clore ce chapitre, il faut rappeler les grandes personnalités qui ont marqué l'histoire de l'industrie française des trains d'atterrissage au cours du demi-siècle 1945-1995 :

- René Lucien qui a su reprendre le flambeau laissé par George Messier et développer la société créée par ce dernier avant-guerre.
- Jacques Bénichou qui a initié et orchestré la grande restructuration française et conduit l'ouverture de Messier-Hispano-Bugatti aux grands programmes civils.
- Jean-Paul Béchat qui a redressé avec énergie cette société, alors qu'elle était en grande difficulté, qui a vu l'opportunité offerte par l'avènement des freins carbone, et qui, enfin, a négocié avec perspicacité et ténacité la création de Messier-Dowty, puis sa prise de contrôle totale par Snecma.

## ANNEXE 2.1

### LES PROGRAMMES GAGNES DE 1970 A 1980

Les programmes comportant les atterrisseurs sont soulignés.  
Ceux comportant en plus les roues et freins, la régulation de freinage sont en *italique*.  
Ceux produits à plus de cent exemplaires sont marqués par un astérisque\*.

Années	Marché français	Exportations directes
1970	<u>Falcon 10*</u> <u>A300 B4*</u>	Pompe pour Pucara (Argentine), Moteur hydraulique pour SAAB Viggen (Suède)
1971	<i>SA360/361 Dauphin</i>	Antiskid du VFW 614
1972	<u>Mercurie 02</u> <u>Alphajet*</u> <u>Mystère 30</u>	<u>Fiat G222*</u> : accord de licence avec Magnaghi Circuits hydrauliques du Jurom (protos) <u>AMC 111</u> (train + hydraulique)
1973	<u>Super Etendard</u> <u>SA 365 Dauphin 2*</u> <u>Mirage G8A</u>	<i>CASA 401</i>
1974		
1975	<u>ACF</u> <u>EMB 120 Xingu*</u>	Commande d'orientation de roue Macchi 339 Pompe pour la Pologne (licence) 1 <sup>ère</sup> commande série des circuits du Jurom/Orao
1976	<u>Falcon 50*</u> <u>AS 331</u>	Vente à Bertea (Etats unis) de licence de pompes
1977	<u>Mirage 2000*</u> <u>AS 332*</u>	Vérins de relevage du B 747 (fabrication)
1978	Mirage 4000	DC 9 Super 80 (fabrication de pièces d'atterrisseur) Pompe pour Bell 222 (Bertea/MHB)
1979	<u>A310*</u> <u>Falcon 200</u>	
1980		<u>Marchetti S 211</u> Vérins de relevage pour Boeing 767 Pompe pour WG 13

## ANNEXE 2.2

### LES RETOMBÉES SUR LE MARCHÉ INTERNATIONAL (ENTRE 1950 ET 1995)

En dehors des programmes français ou européens à participation française, l'industrie française du train d'atterrissage a su s'ouvrir très tôt des débouchés sur le marché international, c'est à dire sur des programmes où ni le gouvernement ni les avionneurs français n'étaient impliqués. En effet sa compétence reconnue dans plusieurs pays lui permit d'y obtenir ses premiers succès dès le milieu des années 1950, avant même que des programmes phares de la scène nationale, comme les Mirage, Concorde, Airbus, lui aient offert une large publicité. Sur cinquante ans, de 1945 à 1990, elle conçut et développa les atterrisseurs d'une quinzaine d'aéronefs étrangers, les produisant parfois partiellement, mais accordant plus souvent une licence de fabrication à un partenaire du pays de l'avionneur client. Dans ce domaine Messier, dans la continuité d'une tradition déjà établie avant-guerre, et Eram, furent les plus présents.

C'est en Italie que le plus grand nombre de programmes furent gagnés, d'abord par Messier puis par Messier-Hispano-Bugatti. On en compte pas moins de six, purement italiens, que nous citons par ordre chronologiques :

- Le chasseur Fiat G 91 R/T, vainqueur du concours OTAN, au milieu des années 1950. La fabrication en série des atterrisseurs fut réalisée sous licence en Italie par la société Magnaghi et en Allemagne par la société Liebherr. Messier développa également les roues et freins.
- L'avion de transport léger Piaggio PD 808
- Le Fiat G 91 Y version dérivée du G 91 R/T.
- Le Fiat/Aeritalia G222. Messier développa également les roues et freins.
- Le SIAI Marchetti S 211
- L'hélicoptère militaire Agusta A129 « Mangusta ».

Pour ces cinq derniers programmes, la production en série sous licence des atterrisseurs fut confiée à Magnaghi.

De son côté le Brésil fut un client important pour Eram. Le contact s'était noué au milieu des années 1960 grâce à Max Holste. En effet, le père du « Broussard » était alors conseiller technique auprès de l'organisation aéronautique qui préleva à la création d'Embraer. Lorsque avec son aide cette organisation conçut son premier avion, le problème se posa de trouver un fournisseur pour le train d'atterrissage. Max Holste, qui connaissait Eram pour avoir réalisé le train du « Broussard », recommanda cette société. Ainsi débuta une relation de confiance qui devait s'étendre sur une trentaine d'années<sup>35</sup>.

Durant cette période Eram fut non seulement le fournisseur exclusif de l'avionneur brésilien pour les trains d'atterrissage, mais aussi son formateur dans ce domaine.

---

<sup>35</sup> Malheureusement cette relation ne put être reconduite pour les futurs programmes Embraer, EMB 145 et suite.

Après les atterrisseurs du premier avion dont nous venons de parler, Eram étudia et fabriqua ceux des :

- Embraer EMB 110 « Bandeirante » petit avion de transport civil pour 12 passagers Embraer EMB 121 « Xingu » version militaire du précédent
- Embraer EMB 120 « Brasilia » avion de transport civil pour 30 passagers.

Les industries italiennes et brésiliennes décidèrent d'ailleurs de coopérer pour l'avion de combat AMX. Eram, épaulée par Messier devenue entre temps sa maison-mère, en développa les atterrisseurs. La licence de fabrication de l'atterrisseur avant fut cédée à Magnaghi, celle des principaux à EDE, filiale qu'Embraer venait de fonder pour la réalisation de train d'atterrissage.

A côté de l'activité importante suscitée par les deux précédents pays, d'autres contrats, plus ponctuels, furent obtenus :

- En Espagne par Messier-Hispano-Bugatti, pour les atterrisseurs de l'avion hispano-indonésien CASA-Nurtanio CN 235. La licence de fabrication fut cédée à la société espagnole CESA
- En Allemagne par Hispano-Suiza, pour le train du HFB 320 de MBB
- En Allemagne par Eram, en partenariat avec la société israélienne SHL, pour les atterrisseurs du Dornier DO 328
- En Indonésie par Messier-Hispano-Bugatti qui développa les atterrisseurs de l'avion N250 de la société IPTN, mais le programme capota.

Enfin, rappelons pour mémoire le succès remporté, en 1993, en partenariat avec Menasco pour les atterrisseurs du B777. Nous nous y sommes arrêtés précédemment.

## CHAPITRE 3

### LES ATERRISSEURS

Ce troisième chapitre de l'ouvrage est consacré aux atterrisseurs, c'est à dire aux parties constituantes des trains d'atterrissage. Sa rédaction a été assurée par le coordinateur de cet ouvrage sur la base de ses souvenirs professionnels personnels s'étendant sur une période d'activité allant de 1960 à 1996 au sein de la société Messier (et des sociétés qui en ont successivement émané). Elle s'inspire aussi de la vive mémoire conservée de Jean Masclat qui fut directeur technique de Messier pendant près de 20 ans. L'histoire du département train d'atterrissage d'Hispano-Suiza, avant son rattachement à Messier, s'appuie sur des documents publiés par Pierre Lallemand, qui en fut son directeur, et ses collaborateurs. Des souvenirs plus ponctuels sur des expériences qu'ils ont vécues nous ont été livrés par Claude Marcheron, Jean Gaumet, Georges Ladoux. Ils sont insérés et signalés dans le texte aux endroits appropriés. Le texte sur la contribution européenne a été enrichi par Jean-Luc Engerand qui participa activement, au nom de Messier-Bugatti, aux discussions et travaux correspondants.

Les sources documentaires proviennent de la consultation d'archives des sociétés Messier-Dowty et Messier-Bugatti, du STPA pour les marchés d'études et du CEV de Brétigny-sur-Orge pour les essais. Elles ont été complétées par des informations qu'ont bien voulu nous fournir :

- Pierre Woerner, José-Marie Rodriguez, André Broudeur, Peter Taylor, Christian Jaulin, de la société Messier-Dowty
- Jean-Claude Sagnol, Jean-Pierre Bosch, Gilbert Marquier, du CEAT
- Jean-Claude Fayer, Jacques Grémont, Serge Allenic, anciens du CEV
- Jean Papier, ancien directeur technique de la société Aubert et Duval
- Roger Papay, ancien directeur des essais chez Messier.

#### CONSIDERATIONS GENERALES

##### *Fonctionnalités*

Les atterrisseurs sont des ensembles constitués chacun d'un élément absorbeur d'énergie, l'amortisseur, et d'éléments structuraux qui assurent la liaison d'un côté à l'avion, de l'autre aux roues. Sur un avion il y a plusieurs atterrisseurs, principaux et auxiliaire, qui forment le train d'atterrissage.

Les atterrisseurs principaux sont très généralement situés près du centre de gravité de l'avion. Ils absorbent l'essentiel de l'énergie cinétique due à la composante verticale de la vitesse résiduelle avion lors du contact avec le sol. Ensuite ils supportent l'essentiel du poids de l'avion et jouent le rôle de suspension au roulage. De façon courante on en dénombre deux par avion, situés de part et d'autre du plan de symétrie vertical, dits atterrisseur principal gauche et atterrisseur principal droit. Cependant lorsque la masse de l'avion devient très élevée le nombre d'atterrisseurs principaux peut dépasser deux. Ainsi sur l'Airbus A340 on en compte trois, sur le

Boeing B747 quatre, tout comme sur le gros Airbus A380. L'ensemble des atterrisseurs principaux d'un avion est souvent appelé train principal.

Sur un avion il est usuel d'avoir un seul atterrisseur auxiliaire. A l'origine et jusqu'aux années 1930 il était placé à la queue du fuselage. Progressivement cette disposition s'est raréfiée et n'est conservée que sur certains avions légers et hélicoptères. En effet, pour donner au pilote une meilleure visibilité et à l'avion une meilleure maniabilité au roulage, l'atterrisseur auxiliaire est positionné sous le nez de l'avion. Il est appelé alors, simplement, atterrisseur avant. Son rôle est d'assurer l'équilibre longitudinal de l'avion au sol, statiquement et dynamiquement (notamment lors du freinage) et de faciliter la manœuvrabilité, surtout lorsqu'il a la capacité d'orienter ses roues.

Quelques exceptions échappent à ces descriptions générales. Citons le cas du très gros avion cargo Antonov A224 qui possède deux atterrisseurs avant, côte à côte. Il y a aussi le cas du chasseur bombardier SO 9000 Vautour et de l'avion britannique à décollage vertical Harrier, dont le train principal, dit monotrace est constitué de deux atterrisseurs placés dans la partie centrale du fuselage, l'un avant, l'autre arrière. En outre deux atterrisseurs auxiliaires, dits balancines, sont installés chacun à une extrémité de la voilure, pour assurer l'équilibre latéral de l'avion.

Schématiquement un atterrisseur comporte une jambe, un contreventement (encore désigné sous le nom de contrefiche) et un vérin de relevage (au moins pour le cas le plus courant d'un atterrisseur escamotable). La jambe est elle-même constituée d'un élément structural, appelé caisson, et de l'amortisseur. Au relevage, les jambes tournent autour d'un axe fixe sur l'avion, tandis que les contrefiches se replient ou se rétractent. Cette manœuvre s'opère selon une cinématique mise en mouvement par le vérin. Lorsque le train est rentré, les atterrisseurs sont maintenus accrochés par des verrous. Lorsque le train est sorti, la géométrie des contrefiches est bloquée soit par des verrous soit par des dispositifs à alignement. Les atterrisseurs avant disposent souvent, en plus, d'organes moteurs pour orienter leur(s) roues.

Les atterrisseurs reçoivent les roues, équipées de leurs pneumatiques, naturellement indispensables au roulage sur les pistes. Les pneumatiques, en particulier, atténuent les effets des inégalités locales des pistes. Ils participent aussi à la dynamique des atterrisseurs à l'atterrissage et au roulage.

### *Classifications*

Outre la classification fonctionnelle, que nous venons de voir, entre atterrisseurs principaux et auxiliaires, deux autres sont également utilisées. La première est relative au principe géométrique de leur jambe Elle conduit à distinguer :

- a) Les atterrisseurs à amortisseur direct, encore appelés, plus simplement, atterrisseurs directs. Dans ce type, le caisson de jambe inclut un fût cylindrique d'axe voisin de la verticale. Ce fût joue le rôle du cylindre de l'amortisseur. La tige de l'amortisseur, jouant le rôle du piston, coulisse dans le fût. L'amortisseur est donc intégré dans le caisson. Ce type se subdivise en fonction du nombre de roues :
  - Les atterrisseurs directs mono-roue ou à deux roues (diabolo), où la tige coulissante reçoit elle-même, à son extrémité inférieure, la ou les roue(s). Exemples : les atterrisseurs principaux des Mirage III mono-roue et des A320 diabolo.



- Les atterrisseurs directs à balancier, mis en œuvre dans le cas des atterrisseurs principaux à plus de deux roues. Ce balancier est articulé en son centre sur l'extrémité inférieure de la tige coulissante et reçoit les roues, généralement deux à son extrémité avant (diabolo avant) et deux à son extrémité arrière (diabolo arrière). Exemples : les A300, A310, A330, A340. Cependant, dans le cas de très gros avions, deux roues peuvent, en plus, être montées sur l'axe central. Exemples : les atterrisseurs principaux du Boeing B777 et les atterrisseurs principaux de fuselage de l'A380.
- b) Les atterrisseurs à amortisseur indépendant, appelés aussi atterrisseurs à levier ou encore à roue(s) tirée(s). Dans ce type un levier, ou demi-balancier, s'articule d'un côté au bas du caisson de jambe et reçoit de l'autre la ou les roue(s). L'amortisseur, effectivement autonome, est attaché à son extrémité supérieure sur le caisson et à son extrémité inférieure sur le levier. Exemple : l'atterrisseur principal du Jaguar.

Une deuxième classification est liée à la localisation des atterrisseurs sur l'avion, c'est à dire l'endroit où ils sont attachés, soit la voilure, soit le fuselage. Cette classification concerne surtout les atterrisseurs principaux car sauf cas exceptionnels, comme ceux vus ci-dessus, les atterrisseurs auxiliaires sont toujours installés sous le fuselage. D'une manière générale, les atterrisseurs de voilure sont plutôt adaptés aux avions à voilure basse ou semi-basse, les atterrisseurs de fuselage aux avions à voilure haute. Comme exemple d'atterrisseurs de voilure citons ceux des Airbus A300, A310, A320 ou du Mirage 2000. Des atterrisseurs de fuselage équipent le Transall C160, le Mirage F1, le Jaguar et les ATR42 et ATR72 qui sont tous des avions à voilure haute. Ils se rencontrent également sur les très gros avions civils ayant plus de deux atterrisseurs principaux comme le Boeing B747 et les Airbus A340 et A380. Le cas du Rafale est particulier.

### *Particularités*

Comme nous l'avons déjà souligné au chapitre 1, les atterrisseurs sont des structures à géométrie variable conçues « sur mesure » pour répondre aux besoins d'un avion donné. Leur définition technique est fonction des spécifications de l'avion, principalement ses masses au décollage et à l'atterrissage, ses paramètres géométriques de base (longueur et diamètre du fuselage, position de la voilure par rapport au fuselage, envergure, position des moteurs), ses missions (avion de combat, avion de transport militaire, avion de transport civil, hélicoptère), ses contraintes particulières (pistes ou terrains utilisés, emport de charges externes). Ils doivent aussi s'adapter à la structure environnante de l'avion pour pouvoir s'y attacher et s'y loger en configuration rétractée.

En particulier le niveau de raffinement de leur cinématique découle de la configuration géométrique de l'avion. C'est particulièrement vrai pour les atterrisseurs principaux. Ainsi lorsqu'un atterrisseur principal peut être attaché sur la voilure, sa géométrie est généralement simple et sa cinématique de relevage comporte, souvent, un seul degré de liberté : la rotation de la jambe autour de l'axe de ses attaches sur l'avion. Certes, il arrive, pour loger les roues dans la soute de train, qu'il faille, en plus basculer des balanciers ou, plus rarement, raccourcir des jambes au relevage par une rétraction de leur amortisseur. Un seul degré de liberté peut encore suffire lorsque les atterrisseurs sont attachés sur le fuselage, notamment lorsque celui-ci a un gros diamètre et que les atterrisseurs sont logés dans des

nacelles latérales : la voie<sup>36</sup> est suffisamment large pour minimiser les problèmes de stabilité latérale. Par contre lorsque le fuselage est étroit, il y a nécessité de concevoir une cinématique qui écarte les roues du fuselage à la sortie du train. Alors, bien souvent, il faut ajouter un second degré de liberté en cours de relevage, par exemple un pivotement des roues autour de l'axe de l'amortisseur.

Enfin, en tant qu'éléments structuraux, les atterrisseurs présentent un autre caractère particulier, bien que non exclusif. En effet, au contraire du cas général des structures d'avion qui admettent un certain niveau de tolérance au dommage en aménageant des redondances pour le cheminement des efforts, les atterrisseurs n'offrent qu'un seul chemin aux efforts qu'ils doivent transmettre. Ceci pour éviter des masses, complexités et encombrements trop pénalisants. Les atterrisseurs doivent donc présenter des risques extrêmement faibles de rupture, aussi bien en fatigue qu'en statique. Ils y parviennent au travers d'une conception rigoureuse, du choix de matériaux de très grande qualité et de la conformité aux exigences les plus sévères de la réglementation.<sup>37</sup>

## RAPPEL HISTORIQUE : DES ORIGINES A LA SECONDE MONDIALE

### *L'origine des besoins*

Les avions doivent s'élancer sur le sol pour acquérir la vitesse horizontale nécessaire à leur décollage. Il faut donc les faire rouler ou glisser sur la piste d'envol. Si l'aéroplane qui réussit le premier vol photographié, le « Flyer » des frères Wright, fut lancé au moyen d'un chariot propulsé sur des rails par une catapulte, c'est le roulage qui s'imposa de façon quasi générale. Clément Ader avait montré la voie, dès la fin du 19<sup>ème</sup> siècle, en installant quatre roues placées en losange sous ses Eole et Avion n°3. Ces roues étaient montées directement sur la structure rigide de ces machines, solution simple adoptée également sur beaucoup de machines volantes au début du 20<sup>ème</sup> siècle.

### *La nécessité d'atténuer les efforts à l'impact*

Cependant, l'interposition d'un élément souple ou à déformation élastique entre les roues et la structure de l'avion s'avéra rapidement indispensable pour atténuer le choc à l'impact. De telles dispositions se trouvaient déjà en 1909 sur le Blériot XI « Traversée de la Manche ». Elles restèrent d'un usage assez général jusqu'aux années 1920, et sous des formes plutôt rustiques, par exemple sous la forme de ressorts à lames, comme sur les automobiles de l'époque (cas du Nieuport II N). Plus souvent sous la forme d'enroulements de sangles en élastomère (sandows) permettant, au-delà d'un seuil d'effort, une petite course élastique des essieux de roues par rapport à la structure de l'avion (exemple sur les Farman HF 20, biplace d'observation des années 1910, et F 60 Goliath, avion de transport encore en service au début des années 1930).

---

<sup>36</sup> Distance entre les roues des atterrisseurs principaux gauche et droit, train sorti.

<sup>37</sup> Dans la terminologie anglo-saxonne les structures à plusieurs cheminements d'effort sont dénommées « fail-safe », celles à un seul cheminement sont appelées « no-fail », ce qui, à peu près, peut se traduire respectivement par tolérance et intolérance aux dommages.

Au cours des années 1920 les limites de ces solutions rudimentaires apparurent avec l'accroissement progressif de la masse et de la vitesse des avions, et en corollaire celui de l'énergie cinétique verticale à absorber à l'impact. Il fallut, d'une part, augmenter la course élastique et, d'autre part, introduire un élément dissipatif d'énergie pour éviter les problèmes de restitution brutale provoquant des rebonds à l'atterrissage. La première nécessité imposa le remplacement des solutions précédentes de déformation élastique par un ressort pneumatique beaucoup plus léger et moins encombrant à efficacité égale. La seconde conduisit à faire appel à l'amortissement par laminage hydraulique.

De ces deux nécessités sont nées les suspensions à amortisseur oléo-pneumatique. Ce type d'amortisseur est constitué d'une tige coulissant dans un cylindre renfermant un gaz et de l'huile. Il combine les fonctions ressort pneumatique et absorption d'énergie puisque l'enfoncement de la tige dans le cylindre comprime le gaz et force l'huile à passer à travers des orifices de laminage. Le principe de l'amortisseur oléo-pneumatique est illustré par la figure 3-1. Le précurseur en la matière avait été Robert Esnault-Pelterie qui en 1907 avait installé sur la roue avant principale de son monoplan REP n°1 une suspension oléo-pneumatique brevetée, certainement la première application mondiale sur une machine volante. Toutefois les suspensions oléo-pneumatiques n'ont commencé à s'imposer qu'à la fin des années 1920, lorsque le besoin devenait plus pressant et la technologie plus maîtrisée. En sont alors équipés, par exemple, le Farman F 190, avion pour 4 passagers datant de 1928, et le Bernard 191 « Oiseau Canari », avion pour 8 passagers datant de 1929 dont l'amortisseur principal est d'allure moderne.

### *Le besoin de trains rétractables*

Une seconde évolution majeure se profila à l'approche des années 30 lorsque l'intérêt pour des trains escamotables après le décollage commença à se manifester en Europe comme aux Etats-Unis. En fait, là aussi, il y avait eu très tôt des précurseurs. Le premier train rentrant mécaniquement apparut dès 1911 sur l'appareil monoplan de l'Allemand Eugen Wiencziers. En 1920, de tels trains furent aussi remarquables sur l'avion britannique Bristol Jupiter et sur l'avion américain Dayton-Wright « Racer » participant en France à la coupe Gordon-Bennett. Toutefois, il s'agissait là de réalisations isolées. Pour qu'elles le deviennent moins, il faudra attendre que l'augmentation continue des vitesses de croisière rende de plus en plus pénalisant le surcroît de traînée aérodynamique due aux trains fixes.

A ses débuts, la technologie de l'escamotage restait cependant bien balbutiante. La commande mécanique utilisée pour la manœuvre puisait son énergie dans les bras du pilote ou du mécanicien via des dizaines de tours de manivelle :35 sur le Grumman G5, 96 sur le Blériot modèle 111. C'est alors que sont apparues les commandes hydrauliques de relevage, ouvrant un autre domaine à l'imagination des concepteurs. D'autant plus qu'il fallait aussi assurer un niveau élevé de sécurité, tout particulièrement pour la sortie et le verrouillage en position train bas.

### *L'apport de George Messier*

Ainsi les technologies du train d'atterrissage devenaient de plus en plus spécifiques et évoluées. Comme nous l'avons souligné au chapitre 2, ce sont ces évolutions qui ont suscité la création d'une industrie spécifique des trains d'atterrissage. C'est là qu'il faut souligner l'apport déterminant de George Messier,

fondateur de cette industrie en France, vers la fin des années 1920. Il mit au point des amortisseurs oléo-pneumatiques performants et apporta des solutions originales aux problèmes de l'escamotage, du freinage et de leurs commandes. En 1931, il conçut un avion démonstrateur des novations qu'il avait imaginées. Son train était escamotable sous l'action d'une commande hydraulique haute pression. Il était équipé de freins de roues, également à commande hydraulique et d'une roue avant orientable. Il comportait même une conjugaison hydraulique des amortisseurs avant et arrière, ainsi qu'une variation d'assiette. C'était donc la quintessence des nouvelles technologies de l'époque en matière de trains d'atterrissage. Malheureusement George Messier, mort accidentellement début 1933, ne put assister à l'envol de son avion, piloté par Pierre Lallemand, quelques mois plus tard. Toutefois la démonstration des nouvelles technologies fut assurée avec succès et couronnée par des vols officiels qui montraient déjà l'implication de l'Etat.

En outre, George Messier avait eu le temps de former et motiver une équipe d'ingénieurs et de techniciens qui continua son œuvre dans le même esprit d'innovation. Une des plus belles avancées technologiques à mettre au crédit de cette équipe fut appliquée sur le Bloch 151, avion de combat qui effectua son premier vol en octobre 1937. Sur cet avion, les vérins de relevage/descente des atterrisseurs servaient également de contrefiches train bas. C'est sur ces vérin-contrefiches que la Société Messier introduisit pour la première fois le verrouillage mécanique à griffes. Ce mécanisme (voir figure 3-2) accroissait considérablement la sécurité du verrouillage train bas, en comparaison du verrouillage hydraulique souvent utilisé à cette époque. Il fit l'objet d'un brevet et gagna une notoriété mondiale. Il est toujours utilisé de nos jours.

Bien entendu, que ce soit sous l'impulsion de Messier ou d'autres sociétés venues à leur tour sur le marché, il y eut d'autres innovations, aussi bien pour les circuits de commande que pour les cinématiques ou les structures. Pour ces dernières, l'utilisation de nouveaux matériaux métalliques, les alliages légers, marqua un progrès certain pour la réduction de la masse. Ainsi, une brochure de l'époque vante les mérites d'un alliage de magnésium baptisé « élektron ».

#### *Etat de l'art à la veille de la seconde guerre mondiale*

En résumé, à l'orée de la seconde guerre mondiale, la technologie des atterrisseurs avait déjà franchi, en une quarantaine d'années, des étapes basiques : notamment l'amortisseur oléo-pneumatique, l'escamotage en vol, le verrouillage mécanique train bas (à griffes), les circuits de commande à haute pression hydraulique. De plus, on savait déjà réaliser, quand c'était nécessaire, des atterrisseurs de relativement grande dimension. Ainsi sur le Dewoitine D-332 « Emerald » les roues principales atteignaient presque la taille d'un homme, et la hauteur des atterrisseurs était proche de 2 mètres. C'est sensiblement à ce stade d'évolution que la technologie des atterrisseurs se retrouvait, en France, en 1945.

## UN DEMI-SIECLE D'EVOLUTION DES ATERRISSEURS, EN FRANCE

### *Le redémarrage de l'après-guerre*

Dans l'euphorie de l'après-guerre un nombre impressionnant d'études d'avions nouveaux furent lancées. Si toutes ne furent pas concrétisées, beaucoup de prototypes s'élancèrent sur les pistes pour leur premier envol. Les industriels du train furent donc sollicités de toutes parts. Ils firent face en offrant des atterrisseurs dont la technologie était directement dérivée de celle existant avant et pendant la guerre. En effet les équipes disséminées par la guerre étaient à peine recrées. Les usines de production remises sur pied devaient se contenter de parcs de machines vieilles ou récupérées de l'industrie de guerre et en général peu spécialisées. On employa donc des conceptions déjà éprouvées, et certaines réalisations furent plutôt rustiques, tels les fûts à section extérieure carrée (aux arrondis près) obtenus par pliage et soudage de tôle d'acier. Au-delà de cet exemple, le soudage permettait d'obtenir des pièces en acier de forme élaborée par assemblage de pièces plus simples. Outre les aciers, à moyenne résistance, les matériaux utilisés étaient les alliages d'aluminium ou de magnésium. Ces derniers offraient l'avantage non seulement d'une très faible densité, mais d'une bonne coulabilité.

C'est dans ce cadre que furent réalisés :

- par la SNCAC<sup>38</sup>, les atterrisseurs de ses avions NC 211 « Cormoran », NC 270, NC 1080, de l'Arsenal VG 90, du SO 6020 et ses dérivés, du Nord 1601
- par la SAMM, les atterrisseurs des Nord 1500, 2100 et 2200
- par DOP, les atterrisseurs des SO 6000 « Triton », SE 2010 « Armagnac »
- par Messier, les atterrisseurs des Morane-Saulnier 472 « Vanneau », Dassault MD 315 « Flamant », Nord 1400 « Noroît », Bréguet 761 « Deux-Ponts », MD 450 « Ouragan ».

La plupart de ces avions ne dépassèrent pas le stade du prototype ou ne furent construits qu'en quelques exemplaires ou tout au plus en petite série. Seuls le MS 472 « Vanneau », le MD 315 « Flamant » et le MD 450 « Ouragan » furent produits en série, à plusieurs centaines d'exemplaires, ce qui favorisa le redémarrage industriel de Messier.

Du point de vue technologique, ce qui fut sans doute le plus notable à cette époque, a été lié aux tentatives d'incursion dans le domaine des gros avions de transport commercial faites par Bréguet avec le 761 « Deux Ponts » et par la SNCASE<sup>39</sup> avec le SE 2010 « Armagnac ». Ces deux avions ont nécessité des gros atterrisseurs, escamotables et équipés de gros pneus. En particulier sur l'Armagnac, le diamètre des pneus atteignait la taille d'un homme et les atterrisseurs principaux diablo avaient une hauteur de plus de 3 mètres (voir figure 3-3). Le caisson de jambe, avec ses sections inférieures carrées et ses cordons de soudure, était caractéristique des technologiques alors utilisées. Bien que rustiques, elles ont permis de fabriquer cette pièce d'allure imposante par ses dimensions. Toutefois sa production ne passa pas au stade industriel en raison de l'insuccès du programme.

---

<sup>38</sup> Société Nationale de Construction Aéronautique du Centre

<sup>39</sup> Société Nationale de Construction Aéronautique du Sud-Est.

## *A partir de 1950 : des programmes porteurs d'évolutions technologiques*

Après cette période de redémarrage plutôt fébrile et quelque peu dispersée, le gouvernement français et les avionneurs portèrent leurs efforts sur des programmes certes encore nombreux dans les premières années mais néanmoins plus solides. Beaucoup connurent un développement industriel intéressant et furent produits en plusieurs centaines d'exemplaires. Au début, de 1950 au milieu des années 1960, ce furent essentiellement des programmes militaires, la seule exception notable étant Caravelle. Cependant, au fil du temps, schématiquement dans la seconde moitié des années 1960, des programmes civils importants furent lancés, ouvrant, par bien des aspects, un domaine nouveau qui allait considérablement se développer au cours des années 1980 pour prendre une place de plus en plus importante puis prépondérante. Tous ces programmes créèrent évidemment un mouvement général d'évolution de l'aéronautique française, et des trains d'atterrissage en particulier.

En conséquence, la technologie des atterrisseurs fut amenée à franchir d'autres étapes, toujours dans le but de mieux répondre aux besoins des avions, mais dans un mouvement accéléré, suite au saut technologique majeur qu'a constitué l'avènement de la propulsion par réaction. Ainsi le vol supersonique a non seulement accru les vitesses de décollage et d'atterrissage des avions de combat, mais aussi introduit des contraintes d'encombrement plus sévères pour les atterrisseurs, en raison de nouvelles exigences aérodynamiques imposées à l'avion lui-même (diamètre du fuselage, épaisseur de la voilure). De même, l'accroissement des dimensions et des masses avion autorisé par la puissance des réacteurs a conduit à des atterrisseurs plus grands et reprenant des efforts de plus en plus élevés. Dans les deux cas la demande de réduire la masse des atterrisseurs s'est faite encore plus pressante. Or, au lendemain de la seconde guerre mondiale, les progrès dans ce domaine se heurtaient aux caractéristiques relativement modestes des matériaux disponibles à cette époque. Il était donc courant que la masse du train complet (atterrisseurs avec leurs roues, freins, pneus, vérins de manœuvre) avoisine les 5% de la masse de l'avion au décollage.

Pour décrire l'évolution technologique des atterrisseurs nous avons classifié les programmes par catégories, c'est à dire en distinguant les avions de combat (chasse, bombardement), les avions militaires de transport, les hélicoptères, les gros avions commerciaux, les avions d'affaires et de transport régional. Bien sûr, les atterrisseurs de tous les avions partagent des caractéristiques communes, comme l'amortissement des efforts à l'impact au sol, l'escamotage au relevage, la nécessité de surmonter des contraintes sévères sur la masse et le logement du train dans l'avion. Par contre, il est encore plus vrai que la conception des atterrisseurs doit répondre à des impératifs particuliers à chaque catégorie, comme, les charges externes à éviter au relevage, ou encore le très faible encombrement frontal<sup>40</sup> toléré train rentré dans le cas des avions de combat. Ces exigences conduisent d'abord à des géométries et à des cinématiques adaptées, ensuite à des pièces principales de forme générale effilée. Quant aux avions civils, ceux destinés à une exploitation commerciale requièrent des durées et des durées de vie très élevées, qui sont devenues des critères de conception au même titre que la tenue réglementaire aux efforts statiques. De plus les pistes ou terrains utilisés peuvent différer et introduire des conditions spécifiques de dimensionnement.

---

<sup>40</sup> La section frontale est celle qui est perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'avion. L'encombrement frontal est celui projeté sur cette section.

Précisons aussi que notre intention n'a pas été de passer systématiquement en revue tous les programmes, fussent-ils importants pour l'histoire de l'aviation elle-même, mais plutôt de nous arrêter sur ceux qui ont joué un rôle dans l'évolution des atterrisseurs. Même si, dans la majorité des cas, ce sont des avions renommés qui ont jalonné cette évolution, il y a eu quelques exceptions que nous verrons plus loin. Bien entendu, dans chaque catégorie nous avons suivi l'ordre chronologique.

#### *Les atterrisseurs des avions de combat – 1<sup>ère</sup> période : de 1950 à 1965*

Dans cette période, les programmes les plus significatifs vis à vis des atterrisseurs furent le Mystère II, le Fouga CM 170 Magister, le Mystère IV, le SO 4050 Vautour, le prototype Nord 1402 Gerfaut, le Super Mystère SMB 2, le Bréguet 1050 Alizé, le Mirage III, l'Etendard IV M. On peut y ajouter, en Italie, le chasseur Fiat G 91 R/T (vainqueur du concours OTAN). Les trains du Vautour et de l'Alizé furent réalisés par Hispano-Suiza, les 8 autres par Messier, ces deux sociétés rassemblant alors l'essentiel des compétences du domaine. Elles disposaient, en particulier, de directions techniques étoffées :

#### LES DIRECTIONS TECHNIQUES DES INDUSTRIELS

Messier, sous la conduite de René Lucien, poursuivait en la renouvelant, la tradition de culture technique et d'innovation inculquée par George Messier. Jusqu'au début des années 1960 Willy Bréguet assista René Lucien en tant que directeur technique. Jean Masclat qui avait rejoint la société dès 1945 après une première expérience industrielle chez Caudron, se vit rapidement confier des responsabilités et fut d'abord ingénieur en chef avant de succéder à Willy Bréguet. Il conserva cette fonction pendant près de 20 ans. Durant cette longue période, sa compétence et son talent créatif lui permirent d'acquérir le respect et la confiance des avionneurs. Sur le plan interne, il galvanisa et développa le Centre Technique Messier, constitué de bureaux d'études spécialisés par produits, d'un bureau de calcul et d'un laboratoire d'essais. Par son exemple et la mise en place d'une organisation et de méthodes appropriées, il introduisit un esprit de rigueur et d'innovation dans la conception des trains d'atterrissage. Dans la période traitée ici, il fut secondé principalement par François Chauffeton à la tête des bureaux d'études atterrisseurs et roues & freins, par Alban Mesthé à la tête du bureau d'études hydrauliques, Nicolas Lebedeff à la tête du bureau de calcul, Robert Bouchez à la tête du laboratoire matériaux et Roger Papay à la tête du laboratoire d'essais.

De son côté Pierre Lallemand, après la guerre, avait dirigé l'activité train de la SAMM, puis avait rejoint l'Aérocentre jusqu'à sa dissolution, avant qu'Hispano-Suiza ne l'accueille et lui offre le soutien de ses compétences techniques, en particulier dans la mécanique et la métallurgie. Dans cette société, il était principalement entouré, sur le plan technique, de Jacques Leclercq, responsable du bureau d'études atterrisseurs, Claude Marcheron d'abord responsable du bureau de calcul puis ensuite du bureau d'études roues, freins et systèmes de freinage, Marcel Schott responsable du bureau d'études hydrauliques, Gaétan Abadie responsable du laboratoire matériaux et procédés.

Sur le plan technique, cette période fut riche d'évolutions, tout d'abord dans le domaine de la conception des atterrisseurs. Au début, les géométries étaient relativement simples, avec des cinématiques de relevage à un seul degré de liberté, autour de l'axe d'attache du caisson sur la structure de l'avion. En effet, à l'exception du Vautour, sur la plupart de ces avions il s'agissait d'atterrisseurs de voilure, celle-ci étant basse ou semi-basse. On vit cependant assez vite apparaître un degré

supplémentaire de liberté, comme une avancée de roue sur les Mirage III E (figure 3-4), ou comme une rétraction partielle de l'amortisseur sur l'Etendard IV M.

Au point de vue constructif, les pièces principales en acier soudé cédèrent peu à peu la place aux pièces en acier matricé, qui devinrent prépondérantes à la fin de la période. Ceci étant surtout vrai pour les atterrisseurs principaux, car pour les caisson d'atterrisseur avant le magnésium coulé était aussi employé, ainsi que les alliages légers pour certaines pièces de contreventement. Ces pièces étaient dimensionnées au plus juste en fonction des efforts réglementaires statiques et dynamiques, seuls pris en compte sur ces programmes militaires. La notion de fatigue n'était pas introduite dans les bureaux d'études à cette époque, et de toutes façons les clients ne spécifiaient pas d'exigences particulières d'endurance. Il en résultait souvent des pièces d'allure effilées. Les atterrisseurs principaux du SM B2 étaient représentatifs à cet égard. En conséquence les devis de masse s'améliorèrent. Ils se situaient dorénavant en moyenne autour des 4% de la masse de décollage de l'avion, pour un train complet d'avion de combat équipé de ses roues, pneus, freins et vérins de manœuvre.

Il faut souligner que ces bonnes performances s'appuyèrent sur une plus grande rationalisation des efforts et des cas de calcul. Pour y aboutir le Service Technique Aéronautique, en liaison avec les industriels français, formalisa la réglementation en mettant au point les chapitres de la norme 2004 D dédiés aux trains d'atterrissage. Ce point important sera développé à rubrique de ce chapitre consacrée à la normalisation.

Parallèlement à la mise au point des conditions réglementaires, l'optimisation des efforts à l'atterrissage nécessitait celle du réglage des amortisseurs oléo-pneumatiques. En effet, les performances d'absorption d'énergie de l'amortisseur définissent non seulement l'effort vertical maximal à l'atterrissage, mais aussi les composantes longitudinales et latérales, qui en découlent. Or, le fonctionnement de l'amortisseur est régi par des phénomènes non linéaires, que ce soit l'effet ressort par compression semi-adiabatique de gaz ou l'amortissement par passage d'huile à travers des orifices (voir la figure 3-5). Son calcul requiert donc la résolution d'un système d'équations non linéaires. Cette résolution, selon un processus itératif fastidieux, demandait plusieurs jours pour calculer un réglage. Comme il fallait naturellement recommencer plusieurs fois pour aboutir à un réglage convenable, cette détermination demandait plusieurs semaines, voire des mois, même avec l'aide de calculatrices mécaniques.

Il en fut ainsi jusqu'à la fin des années 1950, moment où débutèrent les premiers calculs sur ordinateur. Chez Messier par exemple, le premier moyen utilisé n'était pas un ordinateur scientifique dédié, mais un ordinateur mobilisé à longueur de journée par des travaux de gestion. Les ingénieurs devaient s'arranger pour y faire passer leur calcul la nuit. D'ailleurs, au tout début, cela ne s'effectuait pas sur la machine de la société, mais chez IBM. Quoi qu'il en soit et aussi anecdotiques qu'aient pu être ces premiers pas, ils marquèrent un progrès énorme. Le temps de calcul d'un réglage tomba à quelques heures et la recherche du réglage optimal à quelques jours, avec en plus une optimisation beaucoup plus fine. Ce fut aussi historiquement le premier cas d'utilisation d'un ordinateur pour la conception des trains d'atterrissage.

Une autre voie pour réduire les masses et les encombrements était de disposer de matériaux plus performants. C'était particulièrement crucial pour l'acier, matériau le plus utilisé pour les atterrisseurs. Or au début des années 1950 les meilleurs aciers adaptés à cet usage avaient une résistance à la rupture de 1200 MPA.



Jusqu'à un jour de 1952 où la découverte d'une grave sous-estimation d'un devis de masse allait déclencher un mouvement qui conduisit à une novation majeure : l'adoption sur les atterrisseurs de l'acier à très haute résistance. Jean Mascllet, qui fut au cœur de cet épisode, nous en avait confié le souvenir :

SOUVENIR DE JEAN MASCLET  
SUR L'ADOPTION DE L'ACIER À TRÈS HAUTE RÉSISTANCE

Patron à cette époque du bureau d'études atterrisseurs, il avait reçu du bureau de projets de Messier le dossier préliminaire des atterrisseurs de l'avion prototype Gerfaut. Sa mission était de conduire l'étude complète jusqu'à la liasse de plans pour la production. En particulier il devait confirmer le devis de masse sur lequel le bureau de projets s'était engagé vis à vis du client. Or, après plusieurs vérifications il dut se rendre à l'évidence : le devis de masse était impossible à tenir. Il s'en fallait de 40% ! (le projeteur n'avait probablement compté qu'un seul atterrisseur principal).

Il alla en rendre compte à son directeur technique, Willy Bréguet, lui disant que la seule solution aurait été de pouvoir remplacer, sur les pièces principales, l'acier 35CD4 traité à 1200 MPA à rupture par un acier 50% plus résistant mais qui, à sa connaissance, n'existait pas pour une telle application. Conservant son sang-froid habituel Willy Bréguet téléphona à Robert Duval pour lui demander si sa société pouvait offrir un acier répondant au problème. A la grande surprise de Jean Mascllet la réponse fut affirmative : Robert Duval proposa son acier 819 répertorié à son catalogue depuis le début du siècle, mais surtout utilisé pour la réalisation d'outils et de ressorts. Le proposer pour des atterrisseurs était donc faire un saut dans l'inconnu.

Selon la normalisation moderne cet acier répondait sensiblement à la dénomination 35NCD16, mais la normalisation Air correspondante n'était pas encore établie. De plus l'inconnue était qu'il n'avait jamais été utilisé pour des pièces de la dimension du caisson et de la tige coulissante de l'atterrisseur principal du Gerfaut. Enfin on ne connaissait pas son comportement dans les conditions d'utilisation particulièrement dures d'un atterrisseur : choc, déformations, projections, humidité. Cependant son attrait était tel qu'il fut décidé de faire le saut en réalisant le caisson principal et les tiges coulissantes des atterrisseurs du Gerfaut en cet acier 35NCD16 traité thermiquement pour une résistance à rupture comprise entre 1760 et 1910 MPA<sup>41</sup>. (voir figure 3-6). Des précautions particulières furent sans aucun doute observées par Aubert & Duval pour élaborer les ébauches forgées et par Messier pour les usiner. Toujours est-il que toute la campagne d'essais de l'avion, qui demeura à l'état de prototype, s'effectua sans aucun incident pour ces pièces.

Nous étions en 1953. Ce succès n'était rien moins qu'un véritable saut technologique pour les atterrisseurs. D'un seul coup la résistance des pièces augmentait de 50%, permettant des gains de masse et d'encombrement très significatifs. Cependant avant d'étendre l'application de cet acier THR<sup>42</sup> à d'autres programmes il fallait s'assurer de la maîtrise de son processus d'élaboration. Ce processus, très spécifique, visait en particulier à l'obtention d'une grande propreté et à la limitation du nombre et de la taille des inclusions, notamment au moyen d'une refusion de l'acier. Il fallait aussi définir les fourchettes de la composition conduisant

<sup>41</sup> MPA = Mégapascal, sachant que 10 MPA = 1 hectobar.

<sup>42</sup> THR = Très haute résistance.

aux meilleures caractéristiques métallurgiques. De même il fallait mettre au point la gamme appropriée de traitement thermique permettant d'atteindre une résistance souhaitée tout en maintenant les autres caractéristiques, telles la ductilité, à un niveau convenable. Enfin des précautions d'usinage devaient être prises pour éviter des brûlures et, corrélativement, des criques superficielles au stade de la finition.

Les actions menées par Aubert & Duval et Messier pour répondre à ces exigences donnèrent des résultats probants qui permirent de convaincre Dassault et la section Matériaux du STAÉ d'adopter, moins de trois ans plus tard, l'acier 35NC16 THR pour les atterrisseurs du Mirage III (tiges coulissantes et caissons principaux). Ce fut la première application en série.

De son côté, Hispano-Suiza conduisait depuis le milieu des années 1950 des études similaires, en liaison avec la société Bedel. Elles aboutirent à la réalisation, toujours en 1956, de la tige coulissante de l'amortisseur principal du Bréguet « Alizé » en un acier THR de nuance voisine, élaboré au four à creuset.

Comme nous venons de le voir, cette première période sur les avions de combat, pourtant courte de seulement dix années, aura été riche en évolutions majeures pour les atterrisseurs.

### *Les atterrisseurs des avions de combat – 2<sup>ème</sup> période : de 1965 à 1995*

Cette seconde période est beaucoup plus longue que la première puisqu'elle couvre 30 années. Elle nous semble néanmoins constituer, du point de vue des atterrisseurs pour avions militaires, une phase homogène de l'évolution de leur technologie. Dans cet esprit, les programmes les plus significatifs furent : le Mirage F1, le Dassault / British Aircraft Corporation « Jaguar », le Dassault / Dornier Alphajet, le Super-Etendard, le Mirage 2000, le Rafale A (suivi des versions B et C), le Rafale M.

L'industrie française, plus précisément Messier et les sociétés qui en émanèrent, c'est à dire successivement Messier-Hispano, Messier-Hispano-Bugatti, Messier-Bugatti conçurent et produisirent les atterrisseurs de tous ces avions, partageant seulement la production avec la société anglaise Dowty pour le programme Jaguar et la société allemande Liebherr Aerotechnik pour le programme Alphajet. En outre, mis à part le Jaguar équipé par le britannique Dunlop, les roues et freins provenaient de l'industrie française, c'est à dire d'Hispano-Suiza ou de Messier, puis des sociétés résultant de leur regroupement.

Du point de vue de la technologie, bien que la géométrie des atterrisseurs des Mirage 2000, Super-Etendard et Alphajet soit à un seul degré de liberté, cette période se caractérise par le raffinement des géométries, bien illustré par les quatre autres programmes. Deux se situent en début de période : le Mirage F1 et le Jaguar. Les deux autres se placent dans le dernier tiers de la période : le Rafale « Air » et le Rafale Marin. Pour les quatre il s'agit d'atterrisseurs principaux de fuselage.

Ces raffinements correspondent à des besoins bien précis, dictés eux-mêmes par la configuration de l'avion (voilure haute sur le Mirage F1 et le Jaguar), ses missions, ses exigences aérodynamiques, comme la nécessité d'un encombrement du train rentré qui soit minimal et adapté à une traînée réduite, ou encore ses exigences structurales, notamment au niveau de la voilure (Rafale). Sur les atterrisseurs de ces avions, des cinématiques à un seul degré de liberté au relevage n'auraient pu répondre à l'ensemble des besoins. Ainsi sur le Mirage F1, il a fallu ajouter un grand pivotement de toute la partie basse de la jambe pour, d'une part éviter au relevage les charges accrochées sous la voilure et, d'autre part pour placer les roues en

position d'encombrement frontal minimal lorsque le train est rentré. A cet effet la partie basse est montée sur un tube tournant dans le caisson et commandé en rotation par un mécanisme comportant une bielle attachée sur l'avion (fig. 3-7). Sur le Jaguar des besoins similaires ont conduit, bien qu'au moyen d'une cinématique différente, à faire pivoter les roues principales au relevage, ce qui permet, train rentré, de les loger à plat dans le fuselage (fig. 3-8).

Près de vingt ans plus tard, la position médiane de la voilure ainsi que la volonté de ne pas perturber sa structure en carbone ont conduit à attacher sur le fuselage les atterrisseurs principaux du Rafale. Ces atterrisseurs sont, cette fois-ci, du type direct et non pas à balancier comme sur le Mirage F1 et le Jaguar. Leurs parties non suspendues, c'est à dire les roues et la tige coulissante, pivotent au relevage autour de l'axe de l'amortisseur sous l'action d'un mécanisme de même principe que celui du Mirage F1 (figure 3-9).

Le Rafale M est doté d'atterrisseurs spécifiques. D'abord ils sont capables d'une vitesse verticale à l'appontage sensiblement double de celle des versions « Air » (soit 6m/s au lieu de 3m/s). De même géométrie que celui du Rafale « Air », les atterrisseurs principaux du Rafale M sont donc dimensionnés pour des efforts beaucoup plus importants. Quant à son atterrisseur avant, il se caractérise par une géométrie tout à fait différente de celle des versions « Air », car sur le Rafale M, l'effort de catapultage est transmis à l'avion par l'intermédiaire de cet atterrisseur, d'ailleurs pour la première fois sur un avion français. En conséquence le caisson de jambe, attaché au fuselage par l'intermédiaire d'un panneau repliable au relevage, est contreventé longitudinalement par une barre placée selon la direction de l'effort de catapultage (voir figure 3-10). Enfin, pour aider au décollage de l'avion, cet atterrisseur est doté d'une commande spéciale permettant la restitution brutale en fin de catapultage de l'énergie verticale emmagasinée dans l'amortisseur<sup>43</sup>. En raison de cette caractéristique, cet atterrisseur avant est dit « sauteur ».

Dans cette période, l'avion italien S 211 de la société SIAI Marchetti (1<sup>er</sup> vol en avril 1981) fut l'occasion pour Messier-Hispano-Bugatti de concevoir des atterrisseurs principaux à débattement latéral<sup>44</sup>, à l'image de ceux du F16 américain, mais selon une géométrie différente et originale.

Comme on a pu le constater par les descriptions rapides des paragraphes précédents, les cinématiques d'atterrisseur sont souvent élaborées. Or jusqu'à la fin des années 1960 ces cinématiques étaient tracées à la main sur la planche à dessin. Ce travail demandait compétence et patience, car il fallait fréquemment procéder par itérations, avant de trouver la solution répondant le mieux au besoin. Heureusement les sociétés spécialisées dans les atterrisseurs avaient dans leurs bureaux d'études des champions de la géométrie descriptive, qui savaient faire ce travail avec dextérité. C'est ainsi que furent conçues les cinématiques des atterrisseurs du Mirage F1 et du Jaguar.

Au début des années 1970, on ne trouvait pas encore sur le marché de logiciels adaptés à l'étude des cinématiques. Messier aborda donc le problème en développant une application, désignée Forméca, basée sur le Fortran III D qui était une extension graphique du Fortran mise au point par des chercheurs de l'INRIA<sup>45</sup>. Forméca partait du squelette de l'atterrisseur, formé par les axes des pièces constitutives, pour l'habiller par des volumes de formes simples, enveloppes des

---

<sup>43</sup> L'effort de catapultage ayant précédemment comprimé l'amortisseur.

<sup>44</sup> Dans ce type de géométrie, lorsque l'amortisseur s'enfonce, la jambe débat dans un plan perpendiculaire à l'axe avion.

<sup>45</sup> Institut National de Recherche en Informatique et Automatismes.

pièces réelles. Il devenait alors possible de représenter l'atterrisseur, ainsi stylisé, pour différentes valeurs de l'angle de relevage et de vérifier l'absence d'interférence entre les pneus, les trappes ou toute charge externe. Malgré ses contraintes d'emploi et ses insuffisances, Forméca fut utilisé pendant près de dix ans, c'est à dire jusqu'à ce que des logiciels de CAO<sup>46</sup> plus performants, capables de traiter les problèmes de géométrie en trois dimensions et de cinématique, devinrent disponibles sur le marché et concrétisèrent les avantages précités. En France les logiciels Euclid de Matra Datavision et Catia de Dassault furent ainsi proposés. Par exemple, l'étude des atterrisseurs du Rafale en tira pleinement profit, comme on peut le voir sur la figure 3-11 représentant l'épure de relevage de l'atterrisseur principal.

Le Rafale bénéficia également des recherches effectuées dans la simulation des ensembles fonctionnels complexes, dont nous reparlerons plus loin. Les meilleurs exemples en sont certainement les simulations, faites en liaison avec Dassault, du comportement et des performances des atterrisseurs au catapultage et à l'appontage du Rafale M.

### *Les atterrisseurs des « gros » avions militaires*

Dans cette rubrique nous avons inclus les avions de transport militaire, le bombardier Mirage IV, le patrouilleur de haute mer Bréguet «Atlantic » et son dérivé le Dassault « Atlantic 2 ».

Nous commençons par les avions de transport militaire. Ces avions ont des caractères spécifiques liés à leur mission de base et à leurs conditions d'utilisations. Le fait, par exemple d'avoir une soute volumineuse avec une grande porte de chargement à l'arrière du fuselage, qui doit s'abaisser au niveau du sol, guide non seulement la configuration générale de l'avion, mais aussi celle des atterrisseurs. En effet les atterrisseurs principaux doivent dégager le fuselage. Ils sont donc logés soit dans le prolongement des fuseaux moteurs, quand le nombre de roues ne dépasse pas deux, soit dans des carénages latéraux au fuselage. Dans ce dernier cas ils adoptent fréquemment une configuration en tandem pour leurs roues, voire pour leurs amortisseurs, ce qui réduit le maître-couple des carénages et donc leur traînée aérodynamique. De plus, ils doivent avoir des dispositions particulières pendant le chargement, soit pour bloquer les amortisseurs, soit pour abaisser l'avion, soit les deux. Et ils doivent permettre l'évolution sur des pistes en herbe ou sommairement aménagées. Ils sont donc équipés de pneumatiques gonflés à pression moyenne ou basse, et donc de dimensions plus grosses que sur les avions de combat.

En France trois programmes illustrèrent le transport militaire : le Nord 2501 « Noratlas », le Bréguet 941, le Transall C 160.

Sur le Nord 2501, les atterrisseurs principaux mono-roue se rétractaient dans les fuseaux moteurs. Leur géométrie était intéressante pour l'époque, puisqu'elle comportait un panneau repliable vers l'avant au relevage et une barre directrice, concept qu'on retrouva trente ans plus tard sur l'atterrisseur avant du Rafale M. Toutefois, mis à part leurs pneus, les atterrisseurs de cet avion de transport n'avaient pas encore les caractères spécifiques qu'auront leurs successeurs.

La spécificité arriva avec le Bréguet 941 et ses atterrisseurs principaux montés sur le fuselage et dénommés « Jockey » pour souligner leur capacité à s'adapter aux bosses et inégalités des pistes en herbe que devait utiliser l'avion. L'originalité de ces atterrisseurs, due à l'imagination de Jean Masclat, était que les deux roues

---

<sup>46</sup> Conception Assistée par Ordinateur.

disposées en tandem et montée chacune sur un balancier réagissaient sur un même amortisseur, de façon à créer une interaction entre leurs mouvements. Ainsi, par exemple, la pointe d'effort sur la roue avant due à son passage sur une bosse était atténuée en se reportant en partie sur la roue arrière, et vice-versa. Malheureusement, cet avion à aile soufflée par les hélices, ne fut construit qu'en cinq exemplaires, en dépit de campagnes de démonstrations très réussies, notamment aux Etats Unis. Elles illustrèrent sa capacité à décoller et atterrir sur des distances très courtes, ainsi que le très bon comportement de ses atterrisseurs, durement sollicités au cours de ces opérations. Pour les atterrisseurs il y eut une retombée puisqu'ils furent retenus, avec les adaptations nécessaires, pour équiper l'avion italien G222 qui fut produit en série.

Cependant, l'avion de transport militaire qui, sur la période qui nous concerne, a marqué le plus l'aéronautique française est le Transall C 160. D'abord parce qu'il fut le plus gros, ensuite et surtout par son exceptionnelle réussite opérationnelle qui fait qu'il est toujours utilisé de nos jours, plus de quarante après son premier vol. Pour le concepteur du train d'atterrissage, en l'occurrence Messier<sup>47</sup>, ce programme demeure une référence. Les atterrisseurs principaux, attachés de chaque côtés du fuselage, sont du type à double diabolo en tandem. Chaque diabolo est monté sur un balancier articulé sur un caisson et relié à un amortisseur. Les deux amortisseurs sont, cette fois, indépendants l'un de l'autre. En fait, à la course et au réglage des amortisseurs près, chaque atterrisseur principal est constitué de deux jambes quasi identiques, qui ne sont reliées entre elles qu'au niveau de leur attaches sur le fuselage. Voir figure 3-12. Pour le chargement, une commande hydraulique spéciale permet de durcir la suspension et d'affaisser l'avion. Les pièces principales, c'est à dire caissons, balanciers et panneaux d'attache sur le fuselage, sont en alliage léger.

Dans un registre de mission tout à fait différent, le bombardier Mirage IV a été aussi l'un des programmes qui illustrèrent le mieux l'évolution de la conception des atterrisseurs à l'orée des années 1960. A commencer par la taille de ses jambes, voisine de 2 mètres aussi bien pour la jambe avant que pour les jambes principales. Ensuite leur allure générale, très effilée, préfigurant à l'échelle 1/2 les atterrisseurs de Concorde. C'est particulièrement vrai pour le caisson de l'atterrisseur avant. Quant aux atterrisseurs principaux, ils annoncent non seulement ceux de Concorde, mais aussi ceux des grands avions commerciaux qui déboucheront dans les deux décennies suivantes. Il en est ainsi de leur balancier à 4 roues, basculant au relevage sous l'action de son amortisseur de tangage, ou encore de sa contrefiche latérale briseuse<sup>48</sup>. De plus, comme sur Concorde, le relevage s'effectuait sous l'action d'un mécanisme amplificateur d'effort à bielle et maneton. Voir figure 3-13. En fait, pour pousser plus loin le caractère précurseur de ces atterrisseurs, il ne leur a manqué que le matériau. En effet leurs pièces principales, vu leurs grandes dimensions pour l'époque, n'avaient pu franchir l'étape de l'acier à très haute résistance. Malgré tout le devis de masse du train complètement équipé n'excédait pas 4% de la masse avion au décollage.

La troisième catégorie de « gros » avions militaires que nous abordons est celle des patrouilleurs de haute mer. En France ce sont essentiellement le Bréguet 1150 « Atlantic » et sa version modernisée « Atlantic 2 » développée par Dassault. Leurs atterrisseurs, conçus à l'origine par Hispano-Suiza, sont quasi identiques pour les deux versions. Ils se caractérisent par la taille de leur jambe, aux environs de deux

---

<sup>47</sup> La coopération avec l'allemand Liebherr Aerotechnik concerna uniquement la production.

<sup>48</sup> Les deux bras de contrefiche se replient l'un sur l'autre au relevage.

mètres, et leurs longs vérin-contre-fiches. Les principaux se relèvent longitudinalement vers l'arrière dans les carénages des fuseaux moteurs.

#### *Les atterrisseurs des avions de transport commercial : 1) Caravelle*

Lors du lancement de Caravelle, à l'orée des années 1950, la société Sud Est Aviation, la SNCASE, jugea préférable de ne pas innover dans le domaine des équipements, afin de pouvoir proposer aux compagnies aériennes des matériels qu'elles connaissaient déjà. Cette philosophie s'appliqua aussi au train d'atterrissage, puisqu'il fut décidé de reprendre la même formule de train que celui de l'avion anglais De Havilland Comet. Il devait cependant être étudié et construit pour répondre aux spécifications propres à « Caravelle ». Hispano-Suiza en fut chargée, et ceci pour les différentes versions de l'avion dont la masse évoluera grandement, d'une quarantaine de tonnes au départ à plus de cinquante par la suite.

Cette formule des atterrisseurs principaux était assez particulière, quoique déjà connue en dehors du Comet, puisqu'elle avait aussi été adoptée sur l'avion militaire américain Convair B36. Un atterrisseur principal comportait deux demi-balanciers articulés sur un même axe du caisson et recevant chacun un diabololo. Les efforts étaient repris par un ensemble amortisseur-bielle-basculeur (voir figure 3-14). Un amortisseur de tangage positionnait les roues train rentré. Les avantages d'une telle conception étaient l'accessibilité à l'amortisseur et la relative simplicité des pièces constitutives, pour la plupart en alliage léger. Par contre elle augmentait le nombre d'articulations et était plus lourde que les conceptions du type direct, qui à partir de Concorde devaient se généraliser sur les avions commerciaux. Elle avait aussi la particularité de nécessiter des calculs complexes, comme en témoigne le souvenir, reproduit dans l'encadré ci-dessous, de Claude Marcheron qui fut Chef du Bureau de Calcul Atterrisseurs chez Hispano-Suiza durant les années cinquante :

#### SOUVENIR DE CLAUDE MARCHERON SUR LE TRAIN DE CARAVELLE

Le train principal de Caravelle, largement inspiré de celui du Comet 4, avait une cinématique assez compliquée. De ce fait, le calcul de l'effort à l'impact posa certains problèmes. Il fallait d'abord ramener au centre de roues arrière - point d'impact - les caractéristiques de l'amortisseur principal (à deux chambres) et de l'amortisseur de tangage. Les courbes représentatives - enfoncement semi-adiabatique et amortissement visqueux - ne sont pas linéaires. D'où un système d'une douzaine d'équations, dont certaines du deuxième ordre ou du deuxième degré, qu'il fallait résoudre. Pierre Satre, Directeur Technique de Sud Est Aviation, qui s'intéressait beaucoup à ce problème, nous conseilla d'en parler à la SEA (Société d'Etudes et d'Automatismes) qui possédait un calculateur analogique assez performant. Malgré nos efforts communs la machine ne pouvait résoudre le problème. Il fallut donc chercher une solution manuelle, en découpant le phénomène par 1/1000 de seconde. On ne disposait à l'époque que de machines à calculer arithmétiques, et de ce fait le calcul occupa deux ingénieurs à plein temps pendant une année complète. Heureusement les essais au CEAT confirmèrent l'ensemble des résultats. ainsi que le réalage des amortisseurs.

#### *Les atterrisseurs des avions de transport commercial : 2) Concorde*

Pendant une dizaine d'années, Caravelle resta une exception dans un paysage aéronautique français dominé par les programmes militaires. Toutefois, à partir de 1963, l'industrie aéronautique française, comme sa consœur anglaise, commença à se préparer à Concorde. Le lancement de ce programme fut un événement majeur,

en particulier pour l'industrie du train d'atterrissage. En effet, Concorde avec ses 180 tonnes, ses réacteurs placés sous une voilure basse, son long fuselage et son assiette très cabrée au décollage et à l'atterrissage, exigeait un grand train, d'une hauteur proche de 4 m, aussi bien pour l'atterrisseur avant que pour les principaux.

Dans l'ensemble, la géométrie des atterrisseurs de Concorde était plutôt classique et assez proche de celle des atterrisseurs du Mirage IV, ainsi que nous l'avons déjà souligné plus haut. Voir l'atterrisseur principal sur la figure 3-15 et l'atterrisseur avant sur la figure 3-16. En outre leur construction était basée sur les possibilités industrielles de l'époque, notamment du point de vue des limites de capacité pour le matriçage et l'usinage des grosses pièces en acier. En conséquence les caissons de jambe étaient constitués de plusieurs pièces assemblées entre elles par des axes : trois pièces pour les caissons principaux, cinq pour le caisson avant.

Par contre, il s'est posé pour les atterrisseurs principaux un problème bien spécifique. En effet la présence des nacelles des moteurs sous la voilure a imposé l'écartement<sup>49</sup> entre les atterrisseurs principaux par la nécessité de les loger entre ces nacelles. Cet écartement étant inférieur à la somme des longueurs des jambes, amortisseurs détendus, il a fallu imaginer une solution de raccourcissement des jambes au relevage, raccourcissement appelé rétraction par les spécialistes français<sup>50</sup>. De plus cette rétraction devant être supérieure à la course des amortisseurs ne pouvait se faire par leur compression. Il fallait donc déplacer les amortisseurs eux-mêmes par rapport aux caissons de jambe, ce qui impliquait qu'ils forment des ensembles autonomes par rapport à ces caissons. Peu usité chez les anglo-saxons, ce type d'amortisseur était plus familier en France, à l'époque. Pour commander le mouvement de rétraction, les deux industriels français, s'appuyant sur leur expérience antérieure, proposèrent des solutions basées sur des cinématiques à bielles et manivelle. La bielle attachée à l'amortisseur était tirée au relevage par la rotation de la manivelle, elle-même commandée par une biellette attachée à la structure de l'avion<sup>51</sup>. Cette solution mécanique, simple dans son principe, offrait l'avantage de la sécurité et d'une bonne fiabilité, ce qui était évidemment primordial. En tous cas elle donna satisfaction sur Concorde, ce qui conduisit Messier et Dowty à la proposer pour les A330 et A340, où elle fut adoptée.

Par ailleurs, la dimension des atterrisseurs et la nécessité de tenir un devis de masse serré imposait le choix de l'acier à très haute résistance pour la réalisation des pièces principales. Or à cette époque il n'y avait pas en Europe d'expérience ni de moyens industriels pour des pièces de grande dimension en un tel matériau. L'expérience acquise sur des pièces plus petites, comme celles des atterrisseurs du Mirage III, offrait certes une bonne base, mais il fallait faire un saut en passant à des dimensions deux à trois fois supérieures. De plus les pièces ainsi réalisées devaient être capables de tenir sans défaillance structurale une endurance de plus de 20 000 vols. Pour satisfaire à cette exigence, il fallait accroître encore la propreté de l'acier, c'est à dire maîtriser les oligo-éléments indésirables et minimiser la teneur et la répartition en inclusions. Ceci amena les aciéristes à mettre au point un processus sophistiqué d'élaboration comportant la double refusion de l'acier au four à l'arc à électrodes consommables, et sous vide ou sous laitier<sup>52</sup>. Pour s'assurer de sa validité, les aciéristes, les industriels du train d'atterrissage, le CEAT entreprirent un

---

<sup>49</sup> Cet écartement est aussi appelé voie du train principal.

<sup>50</sup> Mais bien « shortening », c'est à dire raccourcissement, par les anglo-saxons.

<sup>51</sup> Train sorti, la cinématique se verrouillait par arc-boutement entre la bielle et la manivelle.

<sup>52</sup> On désigne ainsi un matelas de matériaux réfractaires formant une couche étanche au dessus du métal fondu.

grand nombre d'essais pour évaluer les caractéristiques du métal ainsi obtenu. Des comparaisons entre alliages furent lancées, en particulier entre le 35NCD16 français et les alliages américains 40CDV20 et Maraging. Le 40CDV20 se montra très légèrement plus résistant mais nettement plus fragile<sup>53</sup>. Quant au Maraging, sa tenue en fatigue se révéla moins bonne. Ces résultats convinquirent Sud Aviation et les Services Officiels français, responsables du train au sein de la coopération franco-britannique, d'accepter le choix du 35NCD16 THQ<sup>54</sup> pour la réalisation des pièces principales des atterrisseurs de Concorde.

Au-delà de réponses à des défis techniques, un des grands apports de Concorde, a été d'introduire en France les procédures rigoureuses de certification d'un avion civil, avec la nécessité d'effectuer les essais correspondants. Dans ce cadre, il faut souligner qu'après les atterrisseurs du Falcon 20 qui furent des précurseurs dans ce domaine, ce n'était que la deuxième fois en France que des essais de fatigue étaient exigés pour les atterrisseurs, et la première fois à l'occasion d'un avion à usage commercial. Sur ce point, comme sur les précédents, Concorde a eu l'incontestable mérite de bien préparer l'industrie française à aborder les programmes Airbus.

### *Les atterrisseurs des avions de transport commercial : 3) l'Airbus A300B*

En effet dès 1968, l'industrie s'activait pour un nouveau gros avion de transport commercial, l'Airbus A300B, qui requérait un nouveau grand train, lui aussi proche d'une hauteur de 4 m. Forts de leur expérience sur Concorde, les industriels français se retrouvèrent de nouveau pratiquement seuls pour une compétition dont l'issue attribua à Messier l'ensemble des atterrisseurs, principaux et avant (voir l'atterrisseur principal figure 3-17).

Les atterrisseurs principaux de l'A300B, construits dans le même acier à très haute résistance que celui de Concorde, demeuraient de géométrie classique, avec leur balancier équipé d'un double diabol, leur amortisseur direct et leur contrefiche latérale briseuse (alors que les trois atterrisseurs de Concorde étaient équipés d'une barre télescopique). Ils ne requéraient pas de rétraction au relevage. Pour les mêmes raisons que celles évoquées plus haut pour Concorde, la construction de leur caisson de jambe était réalisée par l'assemblage de quatre pièces. Par contre le caisson de l'atterrisseur avant était conçu en une seule pièce, en alliage d'aluminium AU2GN, obtenue par matriçage de précision ne nécessitant pas d'autres usinages que ceux des articulations et de l'alésage du fût.

Bien que relevant d'une architecture générale simple dans son principe, la conception de l'atterrisseur principal de l'A300B, ne fut pas sans poser quelques problèmes dont l'origine provenait pour beaucoup de sa grande taille et des gros efforts qu'il avait à supporter. S'y rajoutait l'impérieuse nécessité de tenir des durées encore plus élevées que sur Concorde et d'atteindre un haut niveau de fiabilité en utilisation commerciale intensive.

Un premier problème a été lié aux déformations sous charge. En effet sur de grands atterrisseurs ces déformations atteignent de valeurs élevées puisqu'elles croissent fortement avec la longueur des pièces. Ce phénomène s'est naturellement manifesté sur les atterrisseurs A300, mais il y a été accentué en raison du principe de construction des caissons de jambe en un assemblage de quatre pièces. Il en résultait des modifications de bras de levier des efforts, d'où des accroissements de contrainte, rendant nécessaire de procéder à des renforcements locaux.

<sup>53</sup> Résilience plus faible et susceptibilité à la crique nettement plus élevée.

<sup>54</sup> THQ, pour acier à très haute résistance et Très Haute Qualité



Un second problème avait pour cause la difficulté de prédiction de la tenue des pièces de forme complexe à la fatigue structurale, compte tenu des outils dont disposaient les bureaux de calcul jusqu'au début des années 1970. En effet cette prédiction nécessite la connaissance des contraintes s'exerçant dans ces pièces. Or si les méthodes classiques de calcul de la résistance des matériaux le permette sans problème dans les sections courantes de forme simple, elles sont impuissantes dans les zones de forme complexe, comme en comportent toujours les pièces principales des atterrisseurs. Ces zones sont souvent le siège de surcontraintes très localisées, acceptables la plupart du temps pour la tenue statique<sup>55</sup>, mais à priori néfastes pour la tenue en fatigue. Face à cette difficulté, les bureaux d'études se fiaient à leur expérience pour prendre des gardes modérées<sup>56</sup> de dimensionnement dans ces zones, ou appliquer quelques méthodes empiriques, qu'ils faisaient valider par des mesures locales par jauges de contraintes, mais sans garantie de les effectuer au bon endroit et avec l'inconvénient de devoir attendre la réalisation de l'atterrisseur pour disposer du résultat. Un premier progrès était venu de l'utilisation combinée de la photoélasticimétrie<sup>57</sup> et des jauges sur des maquettes d'atterrisseur en alliage léger, ou ultérieurement en vernis photo-élastique, à échelle réduite (1/2 ou 1/3), de réalisation beaucoup plus rapide. Toutefois, sur les atterrisseurs il existe des zones inaccessibles à ces mesures, en particulier au niveau des articulations, où une pièce cache en partie l'autre. On ne pouvait donc écarter l'occurrence d'incidents au cours des essais de fatigue. Il s'en produisit effectivement sur les atterrisseurs principaux de Concorde et d'A300B. C'est précisément un tel incident qui suscita, au début des années 1970, la première application chez Messier du calcul par la méthode des éléments finis. Il s'agit d'une méthode très élaborée, venant des Etats Unis, et consistant à décomposer la pièce étudiée en un grand nombre de petits volumes liés les uns aux autres<sup>58</sup> (la figure 3-18 représente le maillage d'un caisson d'atterrisseur). Le calcul, par un jeu complexe d'équations, de l'équilibre des petits volumes sous l'action des efforts appliqués à la pièce permet d'obtenir une carte détaillée des contraintes, quels que soient les accidents de forme. Le résultat est d'autant plus précis que le nombre de petits volumes est élevé, pouvant ainsi atteindre plusieurs centaines, voire dépasser le millier.

En dépit de difficultés de mise en œuvre dont nous parlerons plus loin<sup>59</sup>, l'introduction de cette nouvelle méthode marqua une avancée décisive. Bientôt elle allait devenir un outil indispensable à la prédiction de la tenue en fatigue des atterrisseurs; ce qui venait fort à propos compte tenu des durées de vie exigées, par exemple 32 000 vols pour les A300 et A310. Au delà, elle facilita l'optimisation de la conception des pièces et de leur masse.

#### *Les atterrisseurs des avions de transport commercial : 4) l'Airbus A310*

Dans la phase préliminaire au lancement de cet avion, alors appelé A300B10, le train d'atterrissage était vu comme une version dérivée du train de l'A300B. Si cette vision s'avéra exacte pour l'atterrisseur avant, qui put être reconduit à l'identique, car

---

<sup>55</sup> En raison d'un phénomène d'adaptation plastique des matériaux métalliques dans les zones de surcontrainte. Son effet est de plafonner la surcontrainte lorsque celle-ci dépasse la limite élastique du matériau.

<sup>56</sup> Modérées par l'impératif de ne pas grever le devis de masse.

<sup>57</sup> Cette méthode sera brièvement décrite à la rubrique sur les essais.

<sup>58</sup> Cette opération s'appelle le maillage.

<sup>59</sup> A la rubrique « La recherche appliquée aux atterrisseurs ».

bien adapté au nouvel avion, il n'en fut guère de même pour l'atterrisseur principal. Bien au contraire, à l'issue d'une intense campagne de projets successifs, la définition de cet atterrisseur évolua considérablement. Au final, l'atterrisseur principal de l'avion, devenu entre-temps l'A310, n'avait plus rien de commun avec celui du A300B et marquait même une novation importante par rapport à ce dernier.

Plusieurs raisons présidèrent à cette évolution. D'abord, la géométrie de l'atterrisseur principal du A300B s'intégrait difficilement à la structure du nouvel avion. Ensuite le bilan massique n'était pas optimal. Le seul avantage était de minimiser les coûts de développement.

Par ailleurs, et ceci représenta aussi un tournant, Aérospatiale décida de sortir du cadre européen en consultant un fournisseur nord-américain. Menasco, en l'occurrence, proposa un atterrisseur dérivé de celui du Lockheed 1011 mais adapté à l'A310 et, de ce fait attractif. Tous ces éléments conduisirent Messier-Hispano-Bugatti à abandonner la solution dérivée de l'A330B et à proposer une solution entièrement nouvelle dont la géométrie répondait parfaitement aux contraintes imposées par l'avion.

Il fallait, de plus, optimiser la masse de cet atterrisseur en reconsidérant sa technologie, notamment la technologie de construction de la jambe. Or en 1978, soit dix ans après la conception du train de l'A330B, plusieurs facteurs très favorables étaient intervenus :

- le premier était l'accroissement des capacités de matriçage en France, suite à l'installation en 1976 chez Interforge de la presse de 65 000 tonnes.
- le deuxième était que Messier-Hispano-Bugatti venait de mettre en place, dans son usine de Bidos, une nouvelle fraiseuse, capable de pièces de grande surface.
- le troisième facteur était l'introduction de la méthode par éléments finis.

La conjugaison de ces facteurs permit de simplifier la construction en diminuant le nombre de pièces et d'articulations internes. En particulier le caisson de jambe ne comportait plus que deux pièces majeures grâce à la réalisation en une seule pièce du fût d'amortisseur et du bras portant l'attache avant (voir la figure 3-19). Cette construction était moins déformable, ce qui réduisait les inconvénients signalés plus haut. Plus simple, elle était plus économique à produire. Bien entendu, elle était également plus légère. Associée à d'autres modifications et simplifications, notamment au niveau du contreventement, elle contribua de façon significative à une réduction de masse proche de 15% (rapportée à des masses avion égales), pour l'atterrisseur principal.

Cette conception préfigurait celle qui fut adoptée pour les générations suivantes de grands atterrisseurs, en particulier sur les A330/A340. En tous cas, pour l'A310, les avantages qu'elle offrait se révélèrent tout à fait convaincants, ce qui permit à Messier-Hispano-Bugatti de prendre le dessus sur son concurrent et d'être sélectionnée, en 1979, pour la fourniture de l'ensemble du train d'atterrissage.

*Les atterrisseurs des avions de transport commercial : 5) les Airbus A320 et A330/A340*

Rappelons que, pour ces deux programmes, la société britannique Dowty fut choisie pour les atterrisseurs principaux par British Aerospace, en délégation d'Airbus. (cf. chapitre 2).

De son côté, Messier-Hispano-Bugatti, fut retenue par Aérospatiale, en 1984, pour l'atterrisseur avant de l'A320. Hormis sa taille, plus petite, la technologie du caisson de jambe avant de l'A320 s'apparentait à celle utilisée sur l'A300B. Cependant, pour le contreventement longitudinal train bas, la solution par barre télescopique fut abandonnée au profit de la solution par contrefiche briseuse.

Ultérieurement, en 1988, sur les A330/A340, c'est encore pour l'atterrisseur avant que Messier-Hispano-Bugatti fut sélectionnée par British Aerospace cette fois. C'était, à cette époque, l'atterrisseur avant le plus imposant que la société française ait eu à réaliser. Avec des efforts plus que doublés par rapport à celui des A300 et A310, les technologies employées sur ces derniers durent être remises en cause. Ainsi le caisson de jambe monobloc en alliage d'aluminium céda la place à un caisson monobloc en acier à très haute résistance<sup>60</sup>, la plus grosse pièce de ce type alors jamais réalisée en France pour un atterrisseur. En outre, compte tenu du niveau des efforts et de la technologie du caisson, la commande d'orientation de roues à vérins et crémaillère solidaire au pivot fut remplacée par une commande à deux vérins agissant en combinaison « pousse-tire » sur le pivot tournant<sup>61</sup>.

#### *Les atterrisseurs des avions de transport commercial : 6) le Mercure*

Le Mercure effectua son premier vol en mai 1971, soit 17 mois avant l'A300B1. Il fut donc développé légèrement en avance sur ce dernier, mais pour ce qui concerne le train, dans le même élan suivant Concorde et avec le même souci de satisfaire aux exigences d'une utilisation commerciale intensive. Cela dit les atterrisseurs du Mercure se distinguaient nettement de ceux du A330B, ne serait-ce qu'en raison d'une grande différence de masse des avions, puisque la masse au décollage du Mercure était égale à environ 40% de celle de l'A300B2. De plus pour une question de centrage, l'atterrisseur principal diabolo du Mercure série était du type à amortisseur indépendant et levier<sup>62</sup>. Enfin, à l'image de Caravelle et du Transall, son caisson et son levier étaient en alliage léger, il est vrai d'une autre nuance : le zical à l'argent AZ 74. Cette formule fut certifiée et donna entière satisfaction en utilisation à Air Inter, mais, comme l'on sait, il n'y eut malheureusement pas d'autre client.

#### *Les atterrisseurs des avions d'affaires – Les Falcons*

Avec le premier avion de cette famille, le Falcon 20 lancé au début des années 1960, Messier abordait le domaine civil, alors que depuis l'après-guerre son activité était exclusivement consacrée aux programmes militaires.

Pour bien cerner ce que le Falcon 20 a apporté à Messier, nous reproduisons page suivante pour les atterrisseurs le témoignage de Jean Gaumet qui fut son ingénieur de coordination chez Messier :

---

<sup>60</sup> Non plus en 35NCD16, mais en 300M, acier américain, légèrement plus résistant et plus économique.

<sup>61</sup> Voir le chapitre dédié aux systèmes d'orientation de roues.

<sup>62</sup> En effet, la rotation du levier à l'atterrissage fait reculer les roues, par rapport à une jambe à amortisseur direct.

## LE TÉMOIGNAGE DE JEAN GAUMET SUR LES ATTERRISEURS DU FALCON 20

Après le succès du prototype du Mystère 20, la PanAm commanda 40 avions avec options sur trois autres séries de 40. Dans le contexte des petites séries des avions militaires, ces chiffres semblaient relever de l'utopie. Et pourtant il en fut construit plus de 500. Avec l'aviation civile, on pénétrait dans un autre univers ! Les atterrisseurs "Série" du Mystère 20, devenu Falcon 20, ont été conçus et certifiés conformément à la Norme civile de l'époque, la CAR 4b, devenue plus tard la FAR 25. La nouveauté de la chose a provoqué de nombreux contacts avec le STAé et le SGAC. Le passage du prototype (style avion militaire) à la série amena beaucoup d'évolutions, notamment :

- l'objectif de 40 000 vols, à valider par des essais de fatigue, était une grande première et faisait peur; dans le doute le train fut conçu "solide" !
- pour les pilotes "civils" il n'était pas question de diriger l'avion au sol avec les freins et en jouant sur la poussée des moteurs; l'atterrisseur avant fut donc équipé d'une commande d'orientation;
- le caisson d'atterrisseur avant en alliage de magnésium, au début de la série, fut rapidement remplacé par un caisson en alliage d'aluminium, pour une meilleure tenue à la corrosion;
- l'atterrisseur principal mono-roue du prototype fut remplacé par un diabolo pour couvrir l'augmentation de masse de l'avion et réduire la pression des pneus;
- les premiers caissons d'atterrisseur principal (en 34 CD4 à 1180 MPa) étaient usinés en deux parties qui étaient soudées; l'amélioration des méthodes d'usinage a permis de réaliser des caissons monoblocs (en 30NCD16 à 1180 MPa);
- les marges dégagées lors des essais ont permis de couvrir les augmentations de masse de l'avion, moyennant des adaptations minimales ne remettant pas en cause la conception basique des atterrisseurs (de moins de 10 tonnes à plus de 13 tonnes !).

Les essais statiques et dynamiques ont été réalisés au CEAT, comme pour les avions militaires mais avec des programmes adaptés aux nouvelles normes. L'élément vraiment nouveau a été de réaliser des essais de fatigue sur des structures complètes d'atterrisseurs. Notre expérience dans ce domaine était très restreinte. Elle se limitait à un essai de fatigue partiel réalisé sur une attache de caisson d'atterrisseur principal de Mirage III C, pour valider la modification nécessitée par un "problème de jeunesse". Et à ma connaissance, il n'y eut que le balancier de l'atterrisseur principal de Caravelle à avoir subi précédemment un essai de fatigue. La difficulté n'était pas de réaliser des essais de fatigue - ils eurent lieu au CEAT pour l'atterrisseur principal et au laboratoire Messier pour l'atterrisseur avant - mais de confectionner un programme d'essais réaliste à partir des très faibles éléments dont on disposait.

En conclusion, le développement du train d'atterrissage du Falcon 20 a permis à Messier d'aborder, très modestement, l'aviation civile et de découvrir les exigences de la certification correspondante.

Cette première expérience fut mise à profit pour le développement des atterrisseurs des programmes qui suivirent, et qui bénéficièrent aussi de l'évolution des outils de conception décrite : le Falcon 50 en 1976, le Falcon 900 en 1984 et le Falcon 2000 en 1993<sup>63</sup>. Entre temps Hispano-Suiza avait réalisé les atterrisseurs du

---

<sup>63</sup> Années du 1<sup>er</sup> vol.

Falcon 10. Bien que de différents types<sup>64</sup>, selon les avions, les atterrisseurs de cette famille se caractérisent par la recherche de la simplicité et de la robustesse.

### *Les atterrisseurs des avions de transport régional*

Les avions franco-italiens de transport régional<sup>65</sup> ATR 42 et ATR 72 furent lancés respectivement au début et au milieu des années 1980. Ils sont équipés d'atterrisseurs principaux de fuselage, du type à amortisseur indépendant et levier, ces deux pièces étant en alliage léger 7050. Bien que ces atterrisseurs soient de taille relativement modeste, leur géométrie particulière et leurs sévères conditions d'utilisation en ont compliqué la conception. En effet d'une part, le déport latéral des roues train sorti, par rapport à l'axe d'attache sur le fuselage, accroît les déformations et charge les articulations. D'autre part, leur utilisation intensive par les compagnies aériennes, avec en particulier un nombre élevé de vols quotidiens, exige une très grande endurance et une très longue vie en fatigue. Il a donc fallu surmonter les difficultés liées à l'usure et aux risques de corrosion, surtout au niveau des articulations. Quant à la tenue en fatigue spécifiée, c'est sur ces programmes qu'elle a été la plus élevée : 70 000 vols.

Dix ans plus tard, Eram, en partenariat avec la société israélienne SHL, développa les atterrisseurs de l'avion allemand de transport régional Dornier DO 328. La conception de leurs atterrisseurs principaux de fuselage présentait une analogie certaine avec ceux de l'ATR 42.

### *Les atterrisseurs des hélicoptères*

Avec les hélicoptères on entre dans un domaine bien particulier des atterrisseurs. Tout d'abord parce que les besoins d'absorption d'énergie résiduelle verticale à l'atterrissage ne sont pas les mêmes que ceux d'un avion. Ils ont été longtemps beaucoup plus réduits. Ainsi les hélicoptères légers sont simplement munis de patins sur lesquels la machine se pose à l'atterrissage. Certes, la flexibilité de la liaison de ces patins à la structure de la cabine intervient un peu pour adoucir le contact avec le sol. En outre certains sont munis de roulettes pour faciliter le déplacement au sol.

Il faudra attendre l'accroissement des masses, avec en particulier ses conséquences dans le cas d'atterrissage en auto-rotation, pour voir apparaître des amortisseurs, des roues et des freins de roues sur des hélicoptères. En France, le premier à été le SA 316 « Alouette III » de Sud Aviation (1<sup>er</sup> vol en février 1959), pourtant de masse peu élevée, suivi près de quatre ans plus tard du SA 321 « Super Frelon » qui, lui, entrait bien dans la catégorie des hélicoptères lourds. Dans les deux cas il s'agissait de jambes oléopneumatiques non rétractables.

Avec l'hélicoptère de transport tactique SA 330 « Puma » (1<sup>er</sup> vol en avril 1965), un nouveau pas est franchi, dû cette fois à l'accroissement de la vitesse de croisière. Les atterrisseurs sont donc rétractables. Leur configuration tricycle<sup>66</sup>, leurs jambes directes, leurs vérins-contrefiches, leurs freins sur les roues principales, leur confèrent l'allure d'atterrisseurs d'avion. Quelques années plus tard, l'appareil

---

<sup>64</sup> Les atterrisseurs étaient à amortisseur indépendant et à levier sur les premiers avion, Falcon 20 et Falcon10. Sur les avions suivants le type à amortisseur direct fut préféré. Dans tous les cas c'étaient des diabolos (deux roues par jambes).

<sup>65</sup> Commuters dans le langage anglo-saxon.

<sup>66</sup> L'atterrisseur auxiliaire est à l'avant, alors qu'il est à l'arrière sur d'autres hélicoptères militaires.

« Dauphin » SA 360 et ses dérivés seront équipés d'atterrisseurs qui relèvent du même commentaire.

### LE RENOUVELLEMENT DES ÉQUIPES TECHNIQUES

La création de Messier-Hispano-Bugatti, au cours des années 1970, avait amené à la formation d'une direction technique unifiée sous l'autorité de Jean Masclat assisté de Jean-Michel Dubos directeur technique adjoint, Jacques Veaux ingénieur en chef « atterrisseurs », Claude Marcheron ingénieur en chef « freinage », Marcel Schott ingénieur en chef « hydraulique », Jacques Leclercq chef du département « calculs », André Turiot chef du bureau « projet », Roger Papay chef du département « essais ».

En 1980, Jean-Michel Dubos succéda à Jean Masclat, Jacques Veaux devenant directeur technique adjoint, en charge des études de tous les produits Messier, tandis que Roger Papay conservait la responsabilité des essais. Au niveau des ingénieurs en chef, Pierre Woerner fut nommé à la tête des atterrisseurs, puis en 1982 Jean Guichard succéda à Claude Marcheron et Bernard Bouchez à Marcel Schott. Par ailleurs, Jean-Luc Engerand prit la responsabilité du département calculs et Michel Derrien celle des projets. Un peu plus tard, Jean Gaumet succéda à Roger Papay au département essais.

Cette organisation, classique dans son principe, resta en vigueur jusqu'en 1986, moment où les responsabilités de la direction technique fut répartie dans les divisions créées par Jean-Paul Béchat.

- Atterrisseurs civils : J. Veaux directeur, P. Woerner chef du département technique,
- Atterrisseurs militaires et hydraulique : J. Paul directeur, B. Bouchez chef du département technique,
- Freinage : J. Chausse, puis P. Schleicher directeur, J. Guichard chef du département technique,
- Recherches: J-M. Dubos directeur, J-L. Engerand, puis B. Guillot chef du département technique.
- 

Enfin, en janvier 1995, la fusion avec Dowty conduisit à la mise sur pied d'une organisation internationale et multi-sites, avec un département technique en France (P. Woerner), un au Royaume Uni (David Wood), un au Canada (Ralph Darlington), dont la coordination fut assurée par J. Veaux jusqu'en mai 1996, puis J-L. Engerand.

Par contre, avec l'hélicoptère de transport militaire et civil AS 332 « Super-Puma » (1<sup>er</sup> vol en septembre 1978) s'est manifesté pour la première fois en France, et même en Europe occidentale, un besoin nouveau et propre aux hélicoptères militaires : la capacité anti-crash<sup>67</sup>. Alors que les atterrisseurs classiques, dont ceux du Puma, résistent à une vitesse verticale de 3m/s et absorbent l'énergie correspondante, il était demandé aux atterrisseurs principaux du Super Puma d'absorber l'énergie jusqu'à 5m/s (soit près de trois fois plus, à masse égale) et de résister jusqu'à 10 m/s sans augmenter l'effort vertical. En outre, le train devait être rétractable et se loger dans un carénage réduit par rapport à celui du Puma. Il en est résulté un atterrisseur principal constitué d'un court balancier et d'un long amortisseur-vérin de conception originale et remplissant plusieurs fonctions :

- absorption d'énergie jusqu'à 5 m/s

<sup>67</sup> Pour couvrir le cas d'atterrissage avec un rotor endommagé par des projectiles ennemis.

- plafonnement de l'effort vertical entre 5 et 10 m/s<sup>68</sup>
- relevage par une fonction vérin de rétraction intégrée à l'amortisseur
- verrouillage train haut<sup>69</sup>
- affaissement de l'hélicoptère au sol, pour faciliter le chargement des matériels transportés<sup>70</sup>.

Une telle concentration de fonction dans un seul organe d'atterrisseur n'a jamais eu d'équivalent, à notre connaissance. Cette conception résultait bien entendu des nombreuses exigences à satisfaire, mais aussi du fait qu'elles se sont accrues en cours de développement.

Cet atterrisseur a été le premier en Europe à avoir la capacité anti-crash. Celle-ci fut démontrée par des essais au CEAT sur un banc à chariot et toboggan, spécialement aménagé à cet effet<sup>71</sup> (figure 3-20). L'expérience ainsi obtenue a été mise à profit pour l'hélicoptère militaire italien Agusta A129 (1<sup>er</sup> vol en septembre 1983), puis pour le « Tigre », hélicoptère franco-allemand de combat (1<sup>er</sup> vol en avril 1991). Dans les deux cas, les atterrisseurs ont une capacité anti-crash similaire à celle du Super Puma. Cependant, ils sont plus simples car non rétractables.

Enfin bien que demeurée à l'état expérimental, la réalisation d'un atterrisseur d'hélicoptère équipé de chenilles motorisées mérite d'être rappelée. Cet atterrisseur fut monté et évalué sur le Puma à la place de l'atterrisseur avant de série, équipé de roues. Son objectif était de permettre des déplacements autonomes sur tous terrains à une vitesse de 5 km/h, de franchir des obstacles, des fossés, de gravir des pentes de 25%, et d'atterrir en auto-rotation à des vitesses horizontales de 80 à 100 km/h. C'était sans doute trop demander, car le prototype d'évaluation resta sans suite.

## LA RECHERCHE SUR LES MATERIAUX

### *Le rôle essentiel de la recherche sur les matériaux pour atterrisseurs*

S'il est un domaine où la recherche eut un rôle essentiel dans l'évolution de la technologie des atterrisseurs c'est bien celui des matériaux. En effet les caractéristiques des matériaux entrant dans la fabrication des pièces principales jouent un rôle fondamental dans la définition des atterrisseurs. De ces caractéristiques dépend non seulement la masse des pièces mais aussi leur encombrement, jusqu'à pouvoir affecter localement la géométrie. De ce point de vue on peut dire qu'il y a interaction entre le choix de la géométrie et le choix des matériaux. Ce dernier n'est donc pas guidé uniquement par des considérations de masse et de prix de revient, mais également par la place disponible dans l'avion pour y loger l'atterrisseur, en particulier dans la zone des attaches ou encore près des roues et freins.

En conséquence, il est indispensable non seulement de faire travailler les divers matériaux employés au maximum de leurs caractéristiques, mais de rechercher sans cesse à tirer ces caractéristiques vers le haut. De plus les conditions particulières

<sup>68</sup> Grâce à un clapet à ouverture commandée par la vitesse, et grâce à l'adjonction d'une seconde chambre de gaz.

<sup>69</sup> Par la fermeture d'un clapet emprisonnant le fluide hydraulique dans la chambre de rétraction du vérin.

<sup>70</sup> L'affaissement était obtenu par une rétraction partielle de l'amortisseur-vérin.

<sup>71</sup> Le plafonnement de l'effort vertical rendait les machines de chute classiques impropres à cet essai.

d'utilisation des atterrisseurs (efforts concentrés, chocs, vibrations, projections, ambiances climatiques sévères) conduisent à des solutions bien spécifiques de traitement thermique et protection de surface, qui elles aussi doivent être optimisées.

### *Les aciers à très haute résistance*

Commençons par les aciers. Pour ces matériaux les recherches se sont focalisées sur les aciers à très haute résistance (1800MPa et plus). En effet, si des aciers plus classiquement à haute résistance (de l'ordre de 1200 MPA) sont également utilisés, c'est le plus souvent pour des pièces secondaires<sup>72</sup>. Le gros avantage des aciers à très haute résistance est précisément de permettre la réalisation de pièces minces, dont nous venons de souligner le besoin. Nous avons relaté l'histoire de leur introduction sur les atterrisseurs des avions de combat (Gerfaut, Mirage III) et des gros avions de transport commercial (Concorde), deux cas bien distincts, mais avec la même nécessité de s'adapter au mieux aux contraintes de logement dans l'avion ou d'espace entre pièces. Toutefois l'adoption d'un tel matériau n'a pas été sans poser des problèmes de différents ordres.

D'abord il fallait déterminer la composition optimale de ces alliages<sup>73</sup> en fonction des caractéristiques recherchées, non seulement la résistance statique mais également la tenue en fatigue, la ductilité, le comportement à l'effet d'entaille, la propagation de crique. Des comparaisons entre alliages ou entre nuances furent périodiquement faites pour s'assurer que les solutions retenues étaient toujours les plus appropriées, compte-tenu de l'évolution des produits proposés par les métallurgistes. Ce souci avait démarré dès Concorde, comme nous l'avons vu. Parallèlement il était indispensable d'évaluer l'effet sur les caractéristiques ci-dessus de la longue chaîne des processus de fabrication permettant d'aboutir aux pièces finies. Premièrement, ceci concernait l'élaboration du lingot de métal, et tout particulièrement les refusions sous vide (ou sous laitier) dans des fours à arc à électrodes consommables, devant strictement limiter les inclusions en nombre et en taille<sup>74</sup>. Ensuite il était indispensable d'optimiser les paramètres de préparation du métal au matriçage (par corroyage) et du matriçage lui-même, auquel il était demandé, pour des raisons de qualité métallurgiques et de prix de revient, de délivrer une pièce brute aux dimensions les plus proches possibles de la pièce terminée d'usinage<sup>75</sup>. Enfin il fallait mettre au point la gamme de traitements thermiques, en commençant par les traitements à chaud (dans des cuves à bain de sels ou des fours à atmosphère contrôlée ou sous vide), puis les trempes (à l'air ou à l'huile), les revenus et enfin les traitements au froid. C'est l'ensemble de ces traitements qui confèrent aux pièces leur niveau de caractéristiques métallurgiques.

Par ailleurs, il y avait lieu de se pencher sur les protections de surface à appliquer sur les pièces pour protéger toutes leurs surfaces contre la corrosion et autoriser le frottement sur celles au contact d'une pièce mobile. Il fut en effet constaté que les procédés classiques pratiqués à l'époque pour répondre à ces nécessités, tels le

---

<sup>72</sup> Il y cependant quelques exceptions. Ainsi les caissons des atterrisseurs principaux des avions d'affaires Falcon de Dassault sont en acier à moyenne résistance.

<sup>73</sup> Les aciers à très haute résistance employés pour les atterrisseurs sont de la famille nickel-chrome-molybdène, compatible avec les exigences de tenue aux efforts ponctuels, aux déformations et aux chocs. En France la nuance développée a été le 35NCD16, aux Etats Unis le 300M.

<sup>74</sup> Cette propriété étant nécessaire pour obtenir l'isotropie des caractéristiques métallurgiques.

<sup>75</sup> Ce qui nécessitait de réduire l'épaisseur de la couche de métal décarburée par l'oxydation en cours de matriçage, nécessairement effectué à chaud sur une pièce en acier.



cadmiage et le chromage, dégradent certaines caractéristiques de l'acier à très haute résistance, comme la tenue en fatigue, et risquaient même de le fragiliser<sup>76</sup>.

Il fallut donc mettre au point et évaluer d'une part des procédés spécifiques, par exemple le cadmiage dit non fragilisant, et d'autre part des traitements de surface compensatoires, par exemple le grenailage à la bille d'acier destiné à créer en surface une couche précontrainte permettant de restituer le niveau de tenue en fatigue. De plus les aciers à très haute résistance se sont avérés beaucoup plus sensibles que les autres à la corrosion, même très localisée, car elle peut être à l'origine d'un départ de crique. Il a donc été nécessaire de bien vérifier l'efficacité des protections de surface et de la renforcer en perfectionnant les procédés et les gammes d'application.

Mais ce n'est pas tout puisque, après le matriçage de la pièce brute, les processus et procédés précédents s'enchevêtrent aux opérations d'usinage. Or ces opérations deviennent délicates sur la pièce traitée thermiquement car sa surface, très dure, peut alors être le siège de micro-criques provoquées par un échauffement excessif, même superficiel, dû au frottement de l'outil. Il s'est donc avéré indispensable de définir des gammes rigoureuses d'usinage, à l'outil coupant sur le métal nu, à la meule sur le métal chromé, afin d'éviter un tel risque.

A la lumière de ce qui vient d'être exposé, force est de constater que si l'introduction de l'acier à très haute résistance a constitué un énorme progrès, et même un saut, dans l'évolution technologique des atterrisseurs, elle a nécessité une somme considérable de travaux de recherche, d'évaluation, de caractérisation, de mise au point, de vérification de procédés et de processus, touchant à la fois les domaines de la conception, de la production (depuis l'élaboration du métal jusqu'à la dernière protection de surface) et du comportement en service. Rien que sur une période allant de 1971 à 1995 on a pu identifier une quarantaine de marchés attribués sur ces sujets à Messier-Bugatti par le STPA/Ma.

### *Les alliages légers*

Si l'utilisation des alliages légers pour les pièces principales des atterrisseurs n'a pas exigé autant d'efforts préliminaires, elle a néanmoins elle aussi sollicité les laboratoires de recherche car les alliages à hautes caractéristiques utilisés et le mode d'obtention des pièces (par coulée ou matriçage) ont posé leurs propres problèmes. D'ailleurs modes d'obtention et caractéristiques sont liées. Jusqu'au milieu des années 1960, il n'était pas rare que les caissons d'atterrisseurs avant soient en alliage de magnésium coulé. La résistance à rupture était modeste (de l'ordre de 200 MPA) mais la très faible densité (1,8) et le prix de revient (seuls des usinages locaux étaient nécessaires) rendaient ce type de réalisation intéressant. Le grand problème avec les alliages de magnésium étant la susceptibilité à la corrosion, il a fallu mettre au point des procédés efficaces de protection de surface, à base de bain acide suivi d'application de couches de vernis et de peinture<sup>77</sup>.

---

<sup>76</sup> Par suite du dégagement d'hydrogène lors de l'électrolyse.

<sup>77</sup> Par contre, et contrairement à une opinion autrefois répandue, les pièces en magnésium, caissons de jambe ou roues, n'ont jamais été à l'origine d'incendies. La susceptibilité à s'enflammer concerne les copeaux produits en cours d'usinage.

Par la suite, les alliages d'aluminium à haute résistance<sup>78</sup> (résistance à rupture voisine de 500 MPA) furent fréquemment retenus pour les caissons avant et quelquefois pour les caissons principaux, comme nous en avons vu des exemples. Le mode d'obtention des pièces adopté en France fut le matriçage de précision, à froid, aux cotes extérieures finies<sup>79</sup>.

Toutefois des problèmes durent être pris en compte. Ainsi, l'anisotropie des caractéristiques métallurgiques, résultant du principe même du matriçage<sup>80</sup>, induit des abattements de résistance, au niveau du plan de joint<sup>81</sup>, dont il a fallu tenir compte pour le dimensionnement des pièces (tout particulièrement pour la tenue en fatigue). Cependant le problème majeur rencontré fut surtout celui des contraintes internes résiduelles.

Ces contraintes apparaissent lors de la trempe suivant le traitement thermique, en raison des écarts de vitesse de refroidissement entre les différentes zones de la pièce. Elles peuvent être pénalisantes, en particulier pour la résistance à la fatigue, dans la mesure où dans certaines zones ce sont des contraintes de traction. De plus, comme ce sont des contraintes permanentes, elles favorisent un phénomène particulier : la corrosion sous tension ou CST<sup>82</sup> qui est particulièrement redoutable pour les pièces qui, en outre, subissent de façon régulière des charges externes quasi-permanentes, par exemple dues au poids de l'avion au sol.

Il s'est donc avéré indispensable de réduire la valeur de ces contraintes résiduelles en améliorant les conditions de la trempe<sup>83</sup>, ce qui a nécessité de nombreuses évaluations et mises au point. Parallèlement des essais d'investigation furent lancés pour mieux appréhender la CST et discerner les conditions de son apparition. Par ailleurs, et comme pour les aciers, il a fallu compenser les effets perturbateurs des protections de surface (ici des anodisations chromiques ou sulfuriques) par des compressions superficielles obtenues par des procédés de grenailage, soit à la bille de verre, soit à la bille d'acier, qui ont donné lieu à des études comparatives.

Là encore l'Etat soutint Messier-Bugatti puisque, sur la même période, les recherches sur ces alliages furent soutenues par l'attribution de plus de trente marchés STPA/Ma.

### *Les autres matériaux métalliques*

Pour rester dans le domaine des métaux, il nous faut aussi signaler les études faites sur les possibilités d'application du titane aux atterrisseurs. Le fait le plus notable a été, dans le cadre d'un marché STPA, la réalisation en 1972 de caissons principaux de Jaguar Marin en alliages de titane TA6V et TA6V6E2 pour essai de fatigue au CEAT, dissections et essai de caractérisation en laboratoire. A ce stade les conclusions furent que ces alliages, au niveau de résistance dont ils étaient capables (légèrement inférieur à 1 000 MPA), n'apportaient pas un avantage

---

<sup>78</sup> Souvent des alliages aluminium-cuivre (AU5G, AU5GT) ou aluminium-zinc (AZ74) et plus tard les alliages de la série 7000.

<sup>79</sup> Donc ne requérant pas d'usinage sur les surfaces extérieures de la pièce, ce qui outre l'intérêt économique, offrait l'avantage de conserver intact le fibrage du métal sortant du matriçage.

<sup>80</sup> Puisqu'il impose des directions privilégiées aux lignes de fibrage du métal.

<sup>81</sup> Zone où se raccordent les deux parties de la matrice.

<sup>82</sup> Si les pièces matriçées en alliage léger sont particulièrement sensibles à la CST, les pièces en acier peuvent y être également sensibles dans certaines conditions.

<sup>83</sup> Pré-usinage plus poussé avant traitement thermique, dispositions particulières pour favoriser l'homogénéisation du refroidissement lors de la trempe.

massique par rapport à l'acier à très haute résistance et présentait un désavantage volumique. L'utilisation du titane ne se développa donc pas et fut longtemps limitée à quelques petites pièces dont la forme et la fonction rendait ce choix approprié. Il faudra attendre l'arrivée, au début des années 1990, de l'alliage 10-2-3 de résistance proche de 1 200 MPA, pour envisager son utilisation pour de grosses pièces. Plusieurs études furent alors lancées pour caractériser cet alliage et évaluer son intérêt pour les atterrisseurs.

Comme nous venons de le voir, la protection contre la corrosion est l'une des grandes précautions qui doivent être prises dans la réalisation des atterrisseurs. Le rêve des concepteurs a donc toujours été de disposer d'aciers inoxydables à très haute résistance. Des essais d'évaluation en laboratoire furent effectués sur une dizaine d'alliages proposés sur le marché. Aucun ne donna vraiment satisfaction, en ce sens qu'on n'obtenait pas à la fois un niveau de résistance très élevé et un degré suffisant d'inoxidabilité. Il fallu attendre le début des années 1990 pour voir apparaître l'acier américain Aermet 100 qui répondait assez bien aux souhaits formulés. Il suscita un gros intérêt en France, puisqu'une dizaine de marchés STPA/Ma lui fut consacré, comportant la réalisation de pièces matricées et des études de caractérisation, de protection, d'usinabilité, de soudabilité. Toutefois son prix de revient élevé et la difficulté de son usinage fit qu'il ne trouva pas d'application en France sur des atterrisseurs<sup>84</sup>.

Ne voulant négliger aucune opportunité de progrès, les industriels, soutenus et parfois même incités par l'Etat, évaluèrent les possibilités d'introduire des matériaux nouveaux dans la réalisation des atterrisseurs. Dans le domaine des matériaux métalliques, Messier évalua au début des années 1990 quelques pièces matricées en alliage d'aluminium-lithium : principalement un panneau de contrefiche de l'atterrisseur avant de l'A320, mais aussi une demi-roue de l'A320 et un caisson de jambe avant de l'ATR 42. Par rapport à l'alliage classique d'aluminium les atouts de l'aluminium-lithium n'apparurent pas déterminants. En effet, s'il y avait un léger gain sur la densité (2,6 au lieu de 2,8), la résistance à la rupture était à peu près la même. Il n'y eut donc pas alors d'application industrielle, au moins pour les atterrisseurs.

### *Les matériaux composites*

Dans le domaine des matériaux composites, les pièces principales, avec leurs formes tridimensionnelles et leurs nombreuses introductions locales d'effort, se prêtaient mal à leur transposition aux matériaux composites. Ce furent donc des pièces à fonction plus spécialisée, et par suite de forme plus simple, cylindriques ou plates, qui firent l'objet d'études et d'essais d'évaluation qui démarrèrent au début des années 1980. En fait la première tentative porta sur un matériau sandwich, le bore-aluminium. Des plaques avaient été réalisées par l'empilage de feuillards d'aluminium et de fibres de bore entrecroisées ; mais pour les atterrisseurs ces plaques n'étaient pas directement utilisables. Aussi Messier-Hispano-Bugatti se fixa-t-il pour objectif la réalisation de tubes, préfigurant des cylindres ou des barres. Ces tubes étaient obtenus par enroulement des plaques, puis passage à l'autoclave<sup>85</sup>. Ce fut un échec car la courbure imposée aux fibres provoquait leur rupture.

---

<sup>84</sup> Par contre la filiale canadienne de Messier-Dowty en acquit l'expérience sur quelques pièces, à l'occasion de la production de l'atterrisseur avant de l'avion militaire américain F18.

<sup>85</sup> Certains de ces tubes furent fabriqués par l'Ecole des Mines de Paris.

Vers la fin des années 1980 des investigations portèrent sur l'utilisation du carbone-époxy pour la réalisation des barres de reprise de couple de frein sur l'A340. Les chapes d'extrémité comportaient chacune un insert métallique autour duquel les fibres de carbone s'enroulaient. Les résultats furent encourageants, mais les essais ne furent pas poursuivis faute d'objectif industriel (le marché de l'atterrisseur principal de l'A340 ayant échappé à Messier à cette époque) et en raison de la concurrence de l'alliage de titane 10-2-3 soudé pour ce type d'application.

Enfin, dans la première moitié des années 1990, des travaux furent entrepris pour évaluer l'intérêt des composites à matrices métalliques. Ainsi des essais de caractérisation furent entrepris sur une pièce-type d'atterrisseur<sup>86</sup> en alliage d'aluminium renforcé par des particules en carbure de silicium. En 1995 ces travaux n'avaient pas encore débouché sur des applications industrielles. Ils ont cependant ouvert une voie à des recherches qui se développent de nos jours.

#### *Autres thèmes de recherche*

Aux recherches précédentes, s'ajoutèrent des études sur divers sujets, dont :

- l'étude expérimentale de la propagation des fissures sur l'acier à très haute résistance ;
- l'évaluation de procédés susceptibles de remplacer le chromage, qui a l'inconvénient d'être un procédé polluant ;
- l'étude expérimentale de la tenue en fatigue des enveloppes soumises à la pression pulsée ;
- l'évaluation de matériaux et de revêtements de frottement ;
- le soudage des aciers par friction, par étincelage.

#### *La collaboration entre les industriels et l'Etat*

Toutes les recherches décrites dans cette rubrique furent menées par les industriels et effectuées dans leurs laboratoires. Certaines se développèrent en association avec des organismes étatiques, principalement le CEAT. La plupart d'entre elles bénéficièrent de l'appui financier de l'Etat, sous la forme de marchés d'études et d'essais, gérés par le Service Matériaux du STPA.

Nous avons déjà vu ce qu'il en avait été pour les aciers à très haute résistance et les alliages légers, mais en fait presque toutes les autres activités évoquées ci-dessus furent concernées. Ainsi sur la période 1971-1995 plus de 130 de ces marchés ont pu être identifiés, ce qui permet de souligner que la recherche sur les matériaux a constitué un exemple particulièrement probant d'une efficace collaboration entre l'Etat et l'industrie. C'est pourquoi il nous est paru intéressant de rapporter le témoignage de Georges Ladoux, ancien chef du laboratoire matériaux et procédés d'Hispano-Suiza :

---

<sup>86</sup> Cette pièce-type était dérivée d'un balancier principal d'ATR 42.

## TÉMOIGNAGE DE GEORGES LADOUX

L'équipe de Monsieur Lallemand qu'il animait depuis 1941, est arrivée chez Hispano-Suiza en 1950, y est restée jusqu'en 1973 pour rejoindre la société Messier-Hispano. Pendant cette période elle a étudié et réalisé les trains de 8 avions prototypes, et en série le SO 9050 Vautour, le Bréguet 1050 Alizé, le SE 210 Caravelle et le train principal de Concorde.

Ces équipements ont dû faire appel à des matériaux de haute qualité, mis au point par les laboratoires d'Hispano-Suiza, en collaboration très étroite avec les Services Techniques Aéronautiques de l'Etat et les métallurgistes.

Les besoins de matériaux fiables et performants pour des pièces de plus en plus grandes ont été tributaires ou ont entraîné des progrès dans les domaines :

- des études de laboratoire : essais mécaniques, statiques, dynamiques, mécanique de la rupture, contraintes internes, corrosion sous tension, analyses chimiques, physiques, métallographiques
- des procédés de fabrication : élaboration ; refusion sous vide, sous laitier, forgeage, matriçage, usinage, soudage, traitement thermique, grenailage de précontrainte, protection, contrôle non destructif, expertises.

Cette énumération longue, bien qu'incomplète, correspond bien à chacun des aspects qui ont été évoqués ou étudiés en commun entre des spécialistes des Services Officiels, STAé, STPA, DRME, CEAT. Ils ont été formalisés par :

- des marchés d'études publics
- des essais au CEAT, avec la collaboration de nos spécialistes, par exemple des ultra-sons
- des aides pour des achats de matériaux ou de pièces d'essais
- des communications lors de colloques ou de groupes sectoriels aéronautiques
- la rédaction de spécifications internes
- la participation à la rédaction de normes ou à l'animation de commissions, BNAé, AECMA.

Cette relation s'illustre bien, par exemple, dans la mise en œuvre :

- de certains matériaux : alliages d'aluminium, de magnésium, aciers à très haute résistance, aciers à haute résistance soudables, alliages de titane
- de certains procédés, que nous avons listés plus haut.

Comme nous l'avons déjà souligné dans les pages précédentes, il ne faut pas oublier de rappeler le rôle essentiel joué par certains hommes :

- du côté de l'Etat : Georges Sertour, Denis Douillet, et plus particulièrement Jean Auvinet qui pendant plus de trente ans, d'abord comme chef du laboratoire matériaux au CEAT, puis en tant que chef de la section Matériaux au STPA, fut au cœur de la recherche sur les matériaux à usage aéronautique, lui apportant son soutien avec discernement et souvent l'aiguillonnant.
- du côté des industriels : Robert Bouchez, Gaétan Abadie, Gérard Hénault, Georges Ladoux, Peter Taylor.
- du côté des élaborateurs : Robert Duval, Jean Duval, Robert Ravez, et Jean Papier.

## LA RECHERCHE SUR LES METHODES DE CONCEPTION

### *L'intégration des nouveaux outils d'aide à la conception*

Etant donné les multiples problèmes à résoudre dans la conception des atterrisseurs, et l'objectif revendiqué de donner entière satisfaction aux clients avionneurs, les industriels du train d'atterrissage ont toujours eu le souci d'avoir des bureaux d'études performants. Pendant longtemps, pratiquement jusqu'au début des années 1970, la valeur d'un bureau d'études reposait essentiellement sur le savoir-faire de spécialistes (ingénieurs-concepteurs, dessinateurs, calculateurs). Les aides à la conception, pas ou peu développées, ne jouaient pas un rôle déterminant. Nous avons vu plus haut que les débuts de l'utilisations d'un ordinateur, pour le calcul de performance des amortisseurs, remontaient à la fin des années 1950. Il fallut attendre encore une décennie pour que l'usage de l'ordinateur s'étende à d'autres applications, puis encore quelques années avant que les bureaux d'études soient équipés d'ordinateurs scientifiques<sup>87</sup> dédiés à leur usage et dont la puissance allait précisément leur permettre de développer ces nouvelles applications.

Comme nous l'avons exposé dans les pages précédentes, la première d'entre elles visait l'aide à la conception des cinématiques et la seconde avait pour objet le calcul par la méthode des éléments finis. Si la première s'implanta sans trop de problèmes dans les bureaux d'études, il n'en fut pas de même pour la seconde. En effet, en raison de la complexité de forme des pièces d'atterrisseurs, sa mise en œuvre ne fut pas, pendant longtemps, très aisée et nécessita une somme considérable de travaux d'adaptation et de mise au point. Par exemple, l'exécution du maillage de la pièce en petits volumes pouvait demander plus de 500 heures au bureau d'études dans les cas difficiles, c'est à dire dans les cas exigeant un maillage très fin pour obtenir la précision recherchée. Le calcul lui-même était lourd et ne pouvait être entrepris que par des spécialistes aguerris. Malgré cela la fiabilité des résultats laissait parfois à désirer et il fallait les valider par des mesures physiques, notamment à l'aide de jauges collées sur la pièce. Il faudra attendre près de deux décennies pour que les progrès des codes de calcul et des logiciels de CAO rendent cette méthode beaucoup plus maniable et fiable. Par exemple, un logiciel de CAO comme Catia de Dassault Systèmes permet d'introduire directement la définition volumique de la pièce dans un logiciel de maillage automatique. Résultat : le temps de maillage est de l'ordre d'une semaine, la précision accrue et les risques d'erreur humaine fortement réduits.

Par ailleurs de nouveaux logiciels de simulation de la dynamique des structures apparurent sur le marché dans la première moitié des années 1990<sup>88</sup>. Capables de modéliser non seulement les éléments structuraux des atterrisseurs, mais également leurs éléments fonctionnels, tels les amortisseurs et les vérins hydrauliques, ils se révélèrent des outils bien adaptés aussi bien à l'étude du comportement à l'atterrissage qu'à celles des manœuvres de relevage et d'orientation de roues.

### *Les nouvelles méthodes développées*

Quoi qu'il en soit les progrès apportés par ces outils et par la puissance sans cesse accrue des ordinateurs générèrent de nombreuses applications et le dévelop-

---

<sup>87</sup> Chez Messier-Hispano-Bugatti, ce furent pendant longtemps des versions de plus en plus puissantes de la série des Vax de Digital Equipment.

<sup>88</sup> Par exemple, Mecano et Adams.

pement de nouvelles méthodes de conception. Nous en évoquons ci-dessous les exemples les plus représentatifs.

Dans le domaine de la simulation :

- le calcul rationnel des efforts au sol, tout particulièrement à l'atterrissage.
- le comportement dynamique des atterrisseurs (voir ci-dessus). En particulier le comportement dynamique et les efforts développés dans les atterrisseurs du Rafale Marin au catapultage et à l'appontage.
- la prévision du shimmy<sup>89</sup> des atterrisseurs. Plusieurs études furent menées pour modéliser le shimmy des atterrisseurs avant et même des atterrisseurs principaux (cas du Falcon 900).
- les prévision de gain de performances apportés par des solutions évoluées d'amortisseur, tels que les amortisseurs à contrôle actif d'orifice et les amortisseurs adaptatifs (voir plus loin la rubrique traitant des amortisseurs).

Dans le domaine de la résistance des structures :

- l'optimisation de la prévision de la tenue en fatigue des pièces, en s'appuyant d'une part sur un calcul plus précis des surcontraintes locales, et d'autre part sur une meilleure connaissance, obtenue par essais, du comportement des métaux<sup>90</sup>.
- le calcul de la tolérance aux dommages (micro-crique, piqûre de corrosion, rayure, impact de projectile) appliqué aux pièces d'atterrisseur<sup>91</sup>
- l'optimisation du calcul des articulations, avec en particulier la détermination de la répartition des contraintes sur les chapes et leur dimensionnement en fatigue.

En parallèle et en appui de la démarche théorique, des essais spécifiques en laboratoire furent entrepris, plusieurs au CEAT. Les plus significatifs furent :

- Des analyses modales d'atterrisseurs complets (Falcon 900, Rafale)
- Des investigations pour l'optimisation des marges de calcul à charges extrême
- Des investigations sur la fatigue oligocyclique<sup>92</sup>
- La mesure des efforts de ripé en fonction de l'angle de dérapage, en tenant compte de la souplesse en torsion des pneumatiques modernes
- La vérification de l'influence des paramètres géométriques de l'atterrisseur sur le shimmy, avec comparaison entre calculs et essais.

Beaucoup de ces études et essais furent encouragées par les services de l'Etat, en particulier le STPA/Etudes générales qui attribua à cette fin plusieurs marchés à Messier-Hispano-Bugatti : nous avons pu en identifier une dizaine rien que sur la période 1983-1995. Parmi les ingénieurs du STPA qui s'y impliquèrent nous citerons Michel Sancho et Jean-Pierre Cornand. Du côté industriel, les principaux acteurs furent : Jean-Luc Engerand, Bernard Guillot, Pierre Woerner, José-Marie Rodriguez.

---

<sup>89</sup> Le terme « shimmy » désigne un phénomène d'oscillations en torsion d'axe vertical susceptible de prendre naissance sur un atterrisseur lorsque l'avion roule au sol à vitesse suffisamment élevée.

<sup>90</sup> En fonction notamment de défauts d'états de surface.

<sup>91</sup> Utilisation du logiciel ESACRACK mis gratuitement à disposition des industriels par l'ESA.

<sup>92</sup> Fatigue sous charge très élevée faisant localement travailler la pièce au delà du domaine linéaire.

## *La contribution de l'Union Européenne*

Vers la fin des années 1980, alors que l'aide de l'Etat fléchissait quelque peu, la Communauté Economique Européenne (CEE), dénomination de l'époque pour l'Union européenne, commença à son tour à mettre en œuvre une politique de soutien à l'industrie européenne, et en particulier à l'industrie aérospatiale. Elle se proposa donc de lancer des programmes de recherche orientés vers des technologies et méthodes nouvelles, afin de préparer l'ensemble de l'industrie européenne à mieux répondre aux besoins du futur et à accroître sa compétitivité sur la scène internationale. Ces programmes étaient largement ouverts à tous les pays de la CEE, et non seulement aux industriels concernés, mais aussi à des universités et à des centres étatiques de recherches et d'essais.

Dans un premier temps, les quinze principaux équipementiers européens du secteur aérospatial, dont le français Messier-Bugatti, prirent l'initiative de créer une structure de coordination dénommée EQIMG (Equipment Industrial Management Group), avec pour objectif de défendre les spécificités du secteur « Equipements aéronautiques et spatiaux » auprès des autorités de la Commission Européenne chargées d'élaborer les programmes PCRD (Programmes Communautaires de Recherche et Développement), puis de coordonner les réponses aux appels d'offre lancés par la Commission en fédérant les industriels et centres de recherche autour de quelques thèmes présélectionnés. Les membres EQIMG organisèrent ce travail de lobbying et de coordination, lors de nombreuses réunions tenues le plus souvent à Bruxelles. Le cercle EQIMG s'élargit rapidement, comptant jusqu'à une cinquantaine de sociétés. Grâce à cette initiative, un tiers des crédits de recherche aéronautique du 3<sup>ème</sup> PCRD fut attribué aux programmes R&D « Equipements », les deux autres tiers étant alloués aux programmes proposés par les avionneurs maîtres d'œuvre et par les motoristes.

Dans le but de pouvoir bénéficier des crédits de recherche, les industriels européens du train d'atterrissage, conscients du morcellement de leur secteur à l'époque face à deux grands industriels américains, décidèrent de ne pas soumettre de propositions d'études concurrentes, mais au contraire de préparer un programme de recherche commun. Ils décidèrent de former un GIE dédié à cet effet et dénommé Eurogear. Il réunissait le français Messier-Bugatti, l'anglais Dowty Aerospace Landing Gear, l'allemand Liebherr Aerotechnik, l'italien Magnaghi. Ils obtinrent ainsi un contrat pour un programme spécifique aux atterrisseurs, appelé LAGER 1 (Landing Gear Research) et s'inscrivant dans le cadre du programme Brite Euram<sup>93</sup>, et s'inscrivant dans le cadre du programme Brite Euram, de portée plus générale, lui-même maillon du 3<sup>ème</sup> PCRD. Outre les membres d'Eurogear, LAGER 1 réunissait des universités dont celles de Liège en Belgique et de Cranfield au Royaume Uni, le CEAT de Toulouse, et Aerospatiale pour la fourniture de données avion. Il se déroula au début des années 1990, sur plusieurs exercices. Son objectif, assez ambitieux, était de développer des méthodes rationnelles de calcul des efforts à l'atterrissage et au roulage, afin de les substituer aux valeurs plus forfaitaires découlant de l'application des normes en vigueur, et ainsi optimiser la masse des aéronefs. Il suscita le recueil de données pertinentes sur les caractéristiques d'avions et d'atterrisseurs Airbus, ainsi que sur les statistiques disponibles concernant leur utilisation en service. S'ajoutèrent des mesures de caractéristiques, en particulier sur les efforts développés sur les pneumatiques (au CEAT et à Cranfield) qui venaient

---

<sup>93</sup> Brite = Basic Research Industrial Technologies for Europe.  
Euram = European Advanced Materials.



en complément de celles déjà disponibles (essais de chute). Ces mesures permirent le recalage de modélisations numériques. Le tout aboutit à l'élaboration et la validation d'une méthode plus rationnelle de détermination des efforts appliqués aux atterrisseurs. Un des principaux buts technologiques visait le dimensionnement des atterrisseurs de grande dimension, dont celui de l'Airbus A3XX, devenu par la suite l'A380. Cette contribution de l'Europe s'inscrivait donc bien dans la démarche vers une amélioration des méthodes de conception des trains d'atterrissage.

### *L'implication des avionneurs*

Compte tenu de l'imbrication entre l'avion et ses atterrisseurs, il était tout à fait naturel que les avionneurs fussent impliqués dans les travaux de recherche sur les atterrisseurs. D'abord ce sont eux qui disposaient des bases de données indispensables : caractéristiques géométriques et structurales de l'avion, statistiques sur ses conditions d'exploitation. Ensuite, au fur et à mesure que les méthodes de calcul des efforts à l'atterrissage se raffinaient, elles devaient intégrer les caractéristiques structurales de l'avion, ce qui a amené les avionneurs à intervenir de plus en plus dans le calcul de ces efforts. Par ailleurs il n'y avait pas de meilleurs moyens que de procéder à des essais sur avion pour valider certaines méthodes nouvelles. Ainsi, Dassault et Messier-Bugatti, coopérèrent pour l'élaboration d'une méthode de prédiction du shimmy sur les atterrisseurs principaux et sa validation par des essais dédiés d'atterrissage sur le Falcon 900.

Dans le domaine des données statistiques, Aérospatiale, au milieu des années 1970, fut l'initiateur et l'organisateur d'une campagne de mesure des efforts agissant sur les atterrisseurs au cours de l'utilisation en service en compagnies aériennes. L'avion choisi fut l'A330 B2 n° 26 de la Lufthansa. Cette compagnie, convaincue de l'intérêt d'une telle investigation, accepta que des jauges de contraintes soient collées sur les atterrisseurs et que l'avion soit équipé d'enregistreurs pour mesurer les efforts. Plusieurs centaines de vols furent ainsi effectués, dans des conditions d'utilisations variées mais restant dans le cadre d'un service normal. L'exploitation des résultats permit d'établir la première base statistique de ce genre en Europe, et plus particulièrement de recalculer les spectres d'efforts de fatigue qui avaient été appliqués pour les essais de certification des atterrisseurs des premiers Airbus<sup>94</sup>.

## UN EXEMPLE DE RECHERCHE APPLIQUEE : LES AMORTISSEURS

### *Considérations générales sur les amortisseurs d'avion*

A côté des grands facteurs que furent la conception d'ensemble (géométrie et cinématique) et les matériaux, d'autres sources de progrès jouèrent également un rôle important dans l'évolution des atterrisseurs, que ce soit au niveau des sous-ensembles fonctionnels ou au niveau des technologies locales. A titre d'illustration, valable pour les deux aspects, nous allons nous arrêter sur les amortisseurs.

On sait que leur rôle d'absorption d'énergie à l'impact de l'avion au sol est fondamental. En outre, de leurs caractéristiques dépendent le comportement de l'avion juste après l'impact et le confort de l'équipage et des passagers au roulage

---

<sup>94</sup> Les résultats montrèrent que les spectres initiaux étaient plutôt trop sévères pour les atterrisseurs principaux, mais pas assez pour les efforts latéraux de l'atterrisseur avant. Ce qui conduisit à reprendre les essais de fatigue de ce dernier.

sur les pistes. Ce sont des sous-ensembles fonctionnels, mais ils sont imbriqués à la structure des atterrisseurs, et leur réglage définit pour une bonne part les efforts introduits dans cette structure et dans l'avion. Ils sont donc au cœur de la conception des atterrisseurs. Les bureaux d'études se sont donc toujours efforcés d'optimiser leurs performances et leur fiabilité. Comme cette dernière est souvent synonyme de simplicité, le nombre de pièces internes et le nombre de joints d'étanchéité ont diminué au cours du temps. Ainsi dans le cas, le plus simple, des amortisseurs à une seule chambre de gaz<sup>95</sup>, on a abouti à des conceptions ne comportant plus qu'un seul joint dynamique et où le gaz et l'huile sont directement en contact, sans aucun séparateur (voir fig. 3-1).

Alors que les réglages ont eu longtemps pour seul but de réduire l'effort vertical maximal à l'impact, il a fallu dès la fin des années 1960, ajouter la nécessité d'un faible seuil d'enfoncement<sup>96</sup> pour s'adapter à la diminution des vitesses verticales usuelles d'atterrissage, (plus proches de 0,5 m/s que de 1 m/s), autorisées par les nouvelles performances aérodynamiques des voilures. Le risque était d'avoir un rebond de l'avion subséquent à l'impact. Lorsque la conception mono-chambre ne permet pas de satisfaire aux deux conditions précédentes, soit que le seuil demeure trop élevé, soit que l'effort maximal doive être écrêté, il devient nécessaire de recourir à une seconde chambre de gaz, avec l'inconvénient d'introduire un second joint dynamique, d'accroître le nombre de pièces et de compliquer quelque peu la maintenance<sup>97</sup>. En raison de ces inconvénients, cette configuration n'a été utilisée qu'en cas de stricte nécessité.

Dans le souci d'accroître l'endurance, les industriels français ont souvent placé les joints dynamiques d'étanchéité non pas sur la tige coulissante recevant les efforts latéraux, mais sur une tige plongeuse protégée de ces efforts et localisée à la partie supérieure de l'amortisseur. Un second avantage de cette disposition a été de conduire à une solution élégante pour la rétraction de l'ensemble de l'amortisseur principal de Concorde (voir fig. 3-1).

### *Recherches conceptuelles*

Les amortisseurs ont par ailleurs donné lieu à des recherches sur l'introduction de nouvelles techniques visant au contrôle ou à la commande de leurs caractéristiques. Les premiers travaux, entrepris en 1985 dans le cadre d'un marché STPA, eurent pour objet la simulation théorique, la réalisation et les essais d'un système à contrôle actif des orifices de laminage. Réalisé par modification d'un jambe principale de Mirage 2000, ce système était constitué d'un vérin hydraulique interne faisant varier mécaniquement la section des orifices, d'une servo-valve, d'un calculateur électronique, de capteurs divers (déplacement, vitesse, effort). Son objectif était d'asservir l'effort de l'amortisseur à un effort de consigne, notamment lors du passage sur une bosse. Le gain obtenu par rapport à l'amortisseur d'origine ne furent pas vraiment significatifs en raison, d'une part du temps de réponse insuffisant de l'asservissement (pourtant voisin de 5 millisecondes) et d'autre part des caractéristiques, inchangées, de la chambre de gaz, qui s'opposaient à l'effet du contrôle d'orifice.

---

<sup>95</sup> Amortisseurs mono-chambres.

<sup>96</sup> Effort permettant le début de l'enfoncement de la tige coulissante.

<sup>97</sup> Dans ce type d'amortisseur, dit bi-chambre, il y a deux pressions à surveiller (la seconde chambre est gonflée à plus haute pression que la première).

En conséquence, une seconde recherche, cette fois entièrement théorique fut proposée au STPA. Elle consistait à jouer sur l'autre paramètre de l'amortissement, c'est à dire le ressort pneumatique. Le principe reposait sur un changement de configuration de la chambre de gaz en fonction de l'utilisation : mono-chambre pour l'atterrissage (avec un faible seuil), bi-chambre pour le roulage sur un terrain bosselé (avec un effet écrêteur d'effort). Le passage d'une configuration à l'autre<sup>98</sup> devait s'opérer en fonction de la mission de l'avion, selon une disposition brevetée. On était donc passé à une commande adaptative. Bien que des simulations préliminaires aient montré la possibilité de réduire de 30% l'effort au passage d'une bosse, l'exercice ne fut pas poursuivi faute de besoin immédiat. Son véritable intérêt était en effet focalisé au roulage sur très mauvais terrain ou terrain endommagé par faits de guerre. Néanmoins le mérite de ces études avait été de circonscrire l'apport de telles dispositions, comparativement au surcroît de complexité qu'elles impliquent inévitablement, surtout si on les combine. Il faut cependant noter que l'atterrisseur avant « sauteur » du Rafale Marin est équipé d'une commande adaptative d'orifice<sup>99</sup> qui reprend en partie les études précitées.

### *Investigations technologiques*

Au delà des aspects conceptuels que nous venons d'aborder, les questions d'étanchéité et de coulissement inhérentes aux amortisseurs oléopneumatiques firent l'objet de maints essais d'investigation et de mise au point, dans le but d'améliorer la fiabilité et l'endurance, ainsi que d'alléger la maintenance. Il en a été ainsi pour les paliers sur lesquels s'effectue le coulissement de la tige, qu'il s'agisse de paliers métalliques graissés, le plus souvent en bronze, ou de paliers auto-lubrifiants réalisés en matériau plastique simple, par exemple en téflon, ou chargé ou bien encore tissé. De même pour les joints d'étanchéité, et tout particulièrement pour le joint dynamique.

Au fil du temps tous ces éléments durent répondre à des exigences d'endurance de plus en plus élevées, atteignant 12 000 atterrissages ou davantage. Il a fallu faire des essais comparatifs des nombreuses solutions présentées par les fournisseurs spécialisés. Or la réalisation de ces essais en laboratoire, dans des conditions réalistes, a constitué un problème difficile, imposant d'une part des bancs sophistiqués reproduisant les courses, vitesses et efforts tranchants au niveau des paliers et des joints, et d'autre part une simulation suffisamment réaliste, en intensité et fréquence, des sollicitations rencontrées en utilisation.

## L'EVOLUTION DE LA NORMALISATION APPLICABLE AUX ATERRISSEURS

### *Contexte général*

Dans tous les domaines touchant l'aéronautique, l'usage de normes relatives aux processus et produits, s'est développée considérablement sur la période qui nous intéresse. Toutefois, dans ce chapitre nous n'abordons que celles applicables à la conception des atterrisseurs, qui font d'ailleurs partie de celles qui traitent de la conception des avions. Placés entre le sol et l'avion, les atterrisseurs sont soumis à

---

<sup>98</sup> Ce passage était obtenu par le déplacement commandé d'un piston fermant la chambre de gaz haute pression.

<sup>99</sup> Voir la rubrique « Les atterrisseurs des avions de combat – 2<sup>ème</sup> période : de 1965 à 1995 ».

des efforts qui certes dépendent d'abord des caractéristiques de l'avion, à commencer par ses caractéristiques massiques, mais aussi pour une bonne part de phénomènes dynamiques se produisant au niveau du sol à l'atterrissage et lors du roulage. Ce sont, bien entendu, ces phénomènes qui ont été plus difficiles à cerner.

Plusieurs principes président en effet à la détermination des efforts créés au niveau du sol sur les atterrisseurs, ces derniers les transmettant à la structure avion. D'abord en ce qui concerne l'atterrissage, il faut définir la valeur de la vitesse verticale à l'impact qui doit être retenue pour le calcul des efforts. Cette vitesse, dite vitesse limite, et la masse de l'avion déterminent l'énergie cinétique à absorber. De plus, la mise en rotation des roues à l'impact crée un effort longitudinal vers l'arrière, suivi d'un effort vers l'avant<sup>100</sup> qui l'un et l'autre sont fonction de l'effort vertical et des caractéristiques d'adhérence pneu-sol. Enfin, un vent latéral peut engendrer une composante latérale d'effort au sol, dite effort de ripé et fonction des paramètres ci-dessus. L'atterrissage peut même s'effectuer avec une inclinaison latérale de l'avion, c'est à dire d'abord sur un atterrisseur principal puis ensuite sur l'autre, avec efforts latéraux et possibilité de rebonds successifs d'un atterrisseur sur l'autre.

Ensuite, les évolutions au sol se traduisent par des accélérations longitudinales (freinage) et latérales (virage) qu'il a fallu quantifier, soit en se basant sur des valeurs du coefficient d'adhérence pneu-sol déterminés par l'expérience en utilisation ou par des essais, soit par des valeurs forfaitaires maximales, comme dans le cas de virage à vitesse élevée de roulage.

Devant la multiplicité des problèmes posés, et la diversité des voies possibles pour les aborder, les Autorités en charge d'émettre les certificats de navigabilité et les industriels concernés ont éprouvé le besoin de disposer de normes (ou règlements) définissant les règles à appliquer pour le calcul des performances et le dimensionnement des atterrisseurs. Ces normes ont été établies en s'appuyant sur des études, des essais, des observations sur le comportement des atterrisseurs et de l'avion lors de l'impact avec le sol, y compris lors d'incidents. Elles ont fait l'objet de révisions successives, mises au point au fur et à mesure des progrès effectués dans la connaissance des problèmes ci-dessus.

Le rôle des Services Officiels pour les normes et leur respect est fondamental. De plus, la France est l'un des rares pays, avec les Etats-Unis et le Royaume-Uni, à avoir démontré sa capacité à établir ses propres normes, au moins à usage militaire.

### *La normalisation des atterrisseurs pour avions militaires*

En France, au lendemain de la seconde guerre mondiale, le règlement de calcul applicable aux avions militaires était la Norme Air 2004 C promulguée par le Ministère de l'Air. En ce qui concerne les atterrisseurs, elle abordait toutes les phases à considérer : atterrissage, décollage, évolutions au sol, mais d'une façon qui peu à peu apparut comme étant insuffisamment complète et précise. Dans le but d'y remédier, une collaboration s'engagea, à partir de 1960, entre le Service Technique de l'Aéronautique et les industriels, sur la base du partage de leur expérience respective. Elle aboutit à un remaniement profond, matérialisé par l'édition de la

---

<sup>100</sup> L'effort de mise en rotation déforme vers l'arrière la jambe, qui ensuite se relâche vers l'avant lorsque, les roues ayant pris leur vitesse, cet effort s'annule. Ce relâchement, combiné à l'inertie des parties basses de la jambe, des roues, pneus et freins, crée un effort vers l'avant, appelé effort de retour élastique.

norme Air 2004 D. Cette norme définissait plus précisément le calcul des efforts créés à l'atterrissage par la mise en rotation des roues, le retour élastique de la jambe, le mouvement latéral de l'avion (ripé). Elle introduisait plusieurs nouveaux cas, pour l'époque :

- Atterrissage asymétrique sur un atterrisseur principal avec rebond sur l'autre
- Franchissement d'obstacle au roulage sur piste (par exemple, effet de marche entre deux plaques de piste)
- Impact brutal sur le sol, dit abattée, de l'atterrisseur auxiliaire, après atterrissage sur les principaux.

En outre, elle ramenait la vitesse verticale limite d'atterrissage de 3,6 à 2,8 m/s.

En 1979 parut la norme 2004 E qui apporta quelques nouveaux compléments et modifications, notamment dans le but de converger vers un document comparable au règlement militaire américain (MIL A 8862) :

- la vitesse verticale limite à l'impact fut portée de 2,8 à 3 m/s
- une vitesse extrême<sup>101</sup> de chute fut introduite
- atterrissage avec des efforts simultanés dans les trois directions
- effort sur l'atterrisseur avant résultant d'un freinage brutal
- efforts au point fixe
- simplification des atterrissages asymétriques avec rebond.

La normalisation française ne traitant pas du catapultage et de l'appontage des avions embarqués, pour les Etendard et Super Etendard les industriels utilisèrent en plus la norme anglaise AVP 970 (qui allait devenir ultérieurement la norme DEF STAN CO-970).

#### *La normalisation des atterrisseurs pour avions civils*

Les industriels se retrouvèrent dans une situation quasiment identique pour les avions civils. En effet les normes françaises Air 2050, puis Air 2051 s'inspiraient fortement de la norme américaine CAR 4b (Civil Air Regulation). En fait ce fut cette dernière qui fut suivie pour les atterrisseurs de Caravelle, des Falcon 10 et 20, de Concorde, en association avec un autre document américain : la norme ANC2 qui fournit une méthode de calcul des efforts maximaux et des temps correspondants à la mise en rotation et au retour élastique.

Peu avant le milieu des années 1960, la norme CAR 4b prit le nom de FAR 25 (Federal Air Regulation), sans changement notable du contenu en ce qui concerne les atterrisseurs. Schématiquement on peut dire qu'on retrouve dans cette norme, transposés au cas des avions civils, tous les cas de calcul exposés ci-dessus dans le cas des avions militaires. La FAR 25 fut utilisée pour les atterrisseurs de l'Airbus A300 et du Mercure. Cependant pour l'étude de ces avions, les Autorités Françaises de certification décidèrent d'émettre des conditions complémentaires, dont certaines reprenaient celles de la norme Air 2004 E :

- atterrissage avec des efforts simultanés dans les trois directions
- effort sur l'atterrisseur avant résultant d'un freinage brutal
- pointe d'effort sur les atterrisseurs principaux à la rotation de l'avion au décollage

---

<sup>101</sup> Vitesse pouvant provoquer des déformations permanentes, mais pas de rupture.

- efforts résultant de l'utilisation de la commande d'orientation de roues
- essais à accomplir avant le premier vol.

Par la suite, à partir des années 1980, un mouvement démarra au niveau européen pour l'élaboration d'un règlement équivalent à la FAR mais intégrant en plus certaines spécificités européennes. Appelée JAR 25 (Joint Airworthiness Régulation) cette norme, ayant le mérite d'homogénéiser les conditions de certification précédemment définies par chaque pays, est venue offrir un substitut à la FAR 25 dont elle est maintenant considérée comme l'équivalent.

### *Les cas forfaitaires et les calcul rationnels*

Comme nous l'avons vu, l'évolution des moyens de calculs aidant, les normes ont introduit la possibilité de substituer aux valeurs forfaitaires qu'elles fixaient, en particulier pour les ratios d'efforts<sup>102</sup> et les facteurs de charge<sup>103</sup>, des valeurs obtenues par des calculs rationnels, dont il fallait, bien sûr, démontrer la validité. Cette démarche permettait, dans certains cas, de réduire les efforts. Elle ouvrait aussi la possibilité de prendre en compte des notions nouvelles. Un des meilleurs exemples a été l'introduction, dans les années 1970, des calculs dits « en avion souple ». En effet, surtout pour les grands avions civils, au long fuselage, il a été mis en évidence que la souplesse de ce dernier, c'est à dire sa déformation sous les efforts à l'atterrissage, intervenait sur la valeur de ces efforts. Un autre se trouve dans les conditions de calcul au catapultage et à l'appontage du Rafale Marin qui n'ont plus été tirées de la norme AVP 970, mais de simulations théoriques faites par Dassault et Messier-Bugatti.

D'autres extensions de la méthode rationnelle ont été envisagées. Elles concernaient les efforts créés sur les atterrisseurs par les manœuvres au sol, comme les freinages, virages au roulage, virages sur place<sup>104</sup>. Elles n'ont pas connu le développement espéré, d'une part parce que les normes FAR 25 ou JAR 25 ont été universellement adoptées, d'autre part en raison de l'influence grandissante des phénomènes de fatigue pour des matériels dont on exigeait des vies toujours plus longues. L'intérêt de diminuer les efforts statiques devenait moindre du moment que le dimensionnement était influencé par les efforts de fatigue.

## LES ESSAIS D'ATTERRISSEURS

### *La place des essais dans le processus de développement*

De multiples raisons expliquent la grande place tenue par les essais dans le processus de développement des atterrisseurs. D'abord dans le domaine de la certification, les Autorités en charge de délivrer les certificats de navigabilité ont toujours exigé, à juste titre, la validation par essais des niveaux de résistance mécanique et de performances affichés dans les dossiers de calcul, même lorsque ceux-ci étaient obtenus à l'aide des outils et des méthodes les plus élaborées.

---

<sup>102</sup> Ratios = rapport entre un effort longitudinal, ou latéral, à l'effort vertical maxi en cours d'atterrissage.

<sup>103</sup> Facteurs de charge = rapport entre un effort et le poids de l'avion.

<sup>104</sup> Manœuvre utilisée pour placer l'avion contre les passerelles de débarquement.

Ensuite dans le domaine de la recherche et de la mise au point, si les progrès de la simulation théorique ont permis de diminuer progressivement le nombre des essais exploratoires en cours du développement d'un produit ou d'un système, il a toujours fallu valider par essais la méthode employée, sinon en vérifier les résultats. De plus, certains paramètres mécaniques, hydrauliques, voire aérodynamiques, étaient difficiles à simuler fidèlement. Quant aux conditions d'ambiance (température, pression, vibrations), il fallait bien les reproduire en laboratoire pour évaluer leurs effets sur le comportement des matériels. Tout ceci, s'ajoutant à la complexité de certains ensembles fonctionnels, a fait qu'au total, et compte tenu du niveau croissant de l'activité aéronautique en France, les essais de recherche et de mise au point se sont développés sur la période. Par contre au cours du temps leur nature a évolué : moins d'essais exploratoires et plus d'essais de vérification et de validation.

### *Essais classiques et essais spécifiques*

Les atterrisseurs ne sont pas seulement des éléments structuraux dont il faut valider par essais la tenue mécanique, ce sont aussi des éléments fonctionnels dont il faut vérifier les performances. Ceci est d'autant plus impératif que leurs performances définissent en grande partie les efforts que leur structure doit supporter. Plusieurs fonctions sont en cause, comme le relevage du train et, le cas échéant, l'orientation de roues, mais c'est l'absorption de l'énergie cinétique verticale résiduelle de l'avion à l'atterrissage qui est la plus essentielle et la plus caractéristique. C'est pourquoi est apparue très tôt la nécessité de vérifier par des essais spécifiques en laboratoire la capacité des amortisseurs à absorber l'énergie requise. Souvent désignés par le terme imagé « essais de chute », ils entrent dans la catégorie des essais dynamiques.

Ainsi la certification des atterrisseurs d'un avion requiert l'exécution de trois types d'essais individuels : essais dynamiques, essais statiques, essais de fatigue. Classiques dans leur principe, les deux derniers présentent néanmoins des caractères spécifiques dans leur de mise en œuvre. Quant aux essais dynamiques, ils sont tout à fait spécifiques aux atterrisseurs.

Une autre spécificité provient du fait que pour remplir leurs fonctions les atterrisseurs doivent être équipés de plusieurs matériels, principalement les roues, pneumatiques, freins, vérins de manœuvre du relevage et de l'orientation de roues, qui font partie des systèmes associés au train. Ces matériels sont soumis à des essais particuliers, indépendamment des atterrisseurs. Mais les atterrisseurs doivent en être équipés, en totalité ou en partie, pour certains de leurs propres essais. Par exemple, pour les essais de chute il leur faut les roues et les pneumatiques<sup>105</sup>, alors que pour les essais de relevage c'est la totalité des matériels précités dont ils ont besoin, qu'ils y soient inertes ou moteurs. A l'inverse, les atterrisseurs peuvent être considérés comme l'épine dorsale du grand ensemble fonctionnel constitué par le train d'atterrissage et les systèmes associés. Par conséquent ils sont partie prenante de la mise au point et de la certification de ces systèmes. Ainsi, par exemple, la certification du freinage d'un avion implique les atterrisseurs non seulement en tant que supports des roues, pneumatiques et freins, mais également en tant qu'éléments structuraux dont les caractéristiques dynamiques interviennent dans la chaîne fonctionnelle du système de freinage. Ces aspects nous conduirons dans cette

---

<sup>105</sup> Ainsi que des faux frein, représentatifs en masse, pour les atterrisseurs principaux.

rubrique à déborder du strict cadre des essais individuels d'atterrisseurs, pour traiter le cas plus général des essais de l'ensemble formé par tous les atterrisseurs d'un avion, leurs équipements et systèmes associés.

### *L'importance des moyens requis– Le rôle de l'Etat et de l'industrie*

La réalisation des essais d'atterrisseurs implique la mise en œuvre de moyens importants. En particulier, les essais dynamiques requièrent des investissements coûteux dont le retour, même étalé dans le temps, n'est pas évident. Sur ce point, les moyens et les équipes mis en place par l'Etat dans son établissement aéronautique de Toulouse, le CEAT, ont apporté aux industriels une aide forte et remarquable, qui ne s'est pas démentie tout au long de la période.

Cependant si l'on considère l'ensemble des essais, la contribution de l'Etat a revêtu des formes différentes au cours de notre demi-siècle. Dans le cas des programmes militaires et des programmes civils jusqu'à Concorde, l'Etat prit à sa charge les essais de certification. Le CEAT exécutait alors les essais sur financement étatique et tenait le rôle d'agent certificateur officiel. L'arrivée des programmes Airbus marqua un tournant. La responsabilité qu'Airbus Industrie confia alors à Messier pour les atterrisseurs englobait non seulement la conception et la production mais également la réalisation des essais de certification. Dans ce cadre, pour le programme A300 Messier demanda au CEAT de lui faire une proposition commerciale relative l'exécution des essais dynamiques, statiques et de fatigue, et la construction des bâtis appropriés aux deux derniers. Après négociation, cette proposition fut jugée convenable, et pour ce programme le CEAT devint un prestataire de service, ce qui constitua une expérience nouvelle pour lui.

Le programme A310, avec le retour de la participation du Royaume Uni, marqua un degré de plus dans l'évolution du partage des tâches. Il devint européen. En effet, si les essais dynamiques et les essais statiques de l'atterrisseur principal restèrent au CEAT, les essais de fatigue furent confiés par Messier à son coopérant anglais, la société Dowty. L'internationalisation s'élargit encore à l'occasion du programme A340, puisque cette fois Messier ayant un partenaire nord-américain, la société Menasco, les essais de fatigue de l'atterrisseur avant se déroulèrent au Canada.

Quoi qu'il en soit, il faut ici souligner que la politique menée et les efforts consentis par l'Etat et les industriels ont permis de donner à l'aéronautique française les capacités matérielles et humaines qui l'ont mise à un niveau très compétitif sur le plan mondial dans le domaine des essais d'atterrisseurs. Il faut en rendre hommage à tous ceux qui, par leur pouvoir décisionnel, y ont contribué. Il est difficile de rappeler tous les noms, mais il est certain que les dirigeants des entreprises et des Services de l'Etat déjà cités dans cet ouvrage, ont joué un rôle essentiel.

Par ailleurs la réalisation des machines, bâtis spéciaux, bancs nécessaires, ainsi que des équipements de conduite d'essais et d'acquisition de mesures, exigent expérience et compétence de la part de ceux qui les mettent en place. Il faut aussi rendre hommage aux ingénieurs et techniciens qui en ont été les acteurs. Faute de pouvoir tous les énumérer nous mentionnerons simplement le nom de Roger Papay qui est symbolique, car il a débuté sa carrière au CEAT avant de la poursuivre chez Messier-Hispano-Bugatti où il accéda à la direction du département Essais.



## *Les essais de chute*

Ce sont les essais les plus spécifiques aux atterrisseurs. Le problème posé par leur mise en œuvre n'était pas à priori facile, car pour le faire dans des conditions réalistes, il fallait, bien sûr, reproduire l'énergie cinétique à absorber, mais aussi tenir compte de la portance de la voilure, qui pendant toute la phase finale d'atterrissage équilibre le poids de l'avion, ce qui fait que juste avant l'impact sur le sol la vitesse verticale est constante. Là encore on retrouve George Messier dans un rôle de pionnier, puisque c'est lui qui, dès 1929 avait réalisé la première machine au monde capable de faire des essais de chute, en respectant cette condition (figure 3-21). Sa machine comportait une plate-forme de masse réglable, guidée sur des glissières verticales, et qui après avoir pris sa vitesse était contrée dans sa chute par un vérin pneumatique simulant la portance. L'amortisseur, attaché sur cette plate-forme, tombait sur une table de choc. Cette technique d'essai fut reconnue dans le monde entier. Ainsi en 1947, la société Lockheed construisit une machine de ce type.

Par la suite la technique évolua pour permettre l'essai non plus seulement de l'amortisseur, mais de la jambe complète, et même souvent de l'atterrisseur complet, c'est à dire avec son contreventement. De plus la mise en rotation des roues à l'impact sur le sol fut reproduite. Ces deux dispositions étaient en effet nécessaires pour simuler le comportement dynamique de l'atterrisseur sous les efforts verticaux et longitudinaux de mise en rotation et retour élastique. Cette évolution exigea des machines plus imposantes, car s'étendant dans les trois dimensions. Quant à la mise en rotation des roues, deux méthodes différentes furent mises en pratique pour l'obtenir. L'une consiste à lancer les roues en rotation inverse avant la chute et à les faire tomber sur une table de choc où elles sont freinées par la chute de l'atterrisseur. L'autre a recours à un volant d'inertie mis en rotation à la vitesse voulue et sur lequel les roues prennent contact lors de la chute de l'atterrisseur. Chacune a ses avantages et ses inconvénients. La table de choc permet de mesurer directement les efforts au sol. Le volant permet de reproduire l'évolution réelle de la vitesse des roues, et d'effectuer des essais de roulage, par exemple pour l'étude du shimmy. Toutefois il souffre de l'effet de la courbure du volant, de rayon forcément limité à quelques mètres, même sur les plus grosses machines, alors qu'il s'agit de simuler une piste plane. Ainsi il n'est pas adapté aux essais de chute des atterrisseurs à balancier.

Quoi qu'il en soit ces machines ont constitué un outil très précieux à la mise au point des amortisseurs, et constituent toujours un outil indispensable à la certification des atterrisseurs. En effet, comme nous l'avons exposé antérieurement, les phénomènes qui régissent l'amortissement par laminage hydraulique à travers des orifices ont été longtemps délicats à modéliser avec la précision souhaitable. De plus l'absorption d'énergie est un phénomène dynamique dans lequel les caractéristiques de la jambe (fréquences propres, frottement de coulissement) interviennent également. En conséquence les chutes nécessaires à l'obtention de la certification, étaient précédées de chutes pour l'optimisation du réglage, par retouches sur les paramètres internes à l'amortisseur<sup>106</sup>.

Pour mener à bien ces essais les machines de chutes durent être équipées de moyens de mesure précis et à temps d'acquisition très rapide pour permettre l'enregistrement des valeurs instantanées de course, vitesse, effort, pression. C'est d'ailleurs l'un des points qui a été plus perfectionné au cours des cinquante années

---

<sup>106</sup> Orifices de laminage, pression de gonflage, volumes de gaz et d'huile.

de notre période. Les progrès des capteurs et des calculateurs électroniques y ont bien évidemment joué un rôle déterminant.

On aura compris à la lecture des paragraphes précédents que la mise en place dans un laboratoire d'une machine de chutes performante requiert un investissement important. De plus c'est une machine qui, de façon générale, n'est utilisée que fort peu de temps pour un atterrisseur donné : le temps d'une campagne de quelques dizaines de chutes, au tout début du programme. Il est très rare que la sortie d'une version dérivée, plus lourde, de l'avion impose la reprise d'essais dynamiques, car la comparaison entre calculs et essais de la campagne initiale permet de valider la méthode théorique utilisée pour l'amortisseur concerné. C'est pourquoi, en France au lendemain de la seconde mondiale, il est apparu logique à l'Etat d'implanter lui-même ce moyen d'essais dans son établissement de Toulouse et de le mettre à disposition des différents constructeurs français de train d'atterrissage. Ce choix était d'autant plus judicieux qu'il y avait à l'époque près d'une dizaine de ces constructeurs, et que si par la suite ce nombre c'est fortement restreint, la taille de plus en plus grande des atterrisseurs a nécessité des machines de plus en plus grosses et coûteuses.

C'est dans cet esprit que, sur la période allant de l'après-guerre au milieu des années 1960, quatre machines de chute furent progressivement mises en place au CEAT. De capacités variées (en dimension d'atterrisseur et en valeur de masse tombante), elles sont toutes du même principe que la machine de George Messier. Cependant sur celle qui fut longtemps la plus grosse et la plus évoluée, dite « machine 125 tonnes »<sup>107</sup>, le guidage de la plate-forme s'effectuait non plus par des glissières mais par un dispositif à deux leviers sensiblement horizontaux et attachés sur le bâti de part et d'autre de la plate-forme (voir figure 3-22). Cette solution diminuait les frottements. Cette machine possédait un volant à piste bétonnée de 6 mètres de diamètre et 2 mètres de large. Conçue et construite au CEAT, au milieu des années 1960, pour répondre aux besoins des grands avions civils, elle fut utilisée, en particulier, pour les essais des atterrisseurs principaux de Concorde et des Airbus A300 et A310.

De son côté, l'industrie s'est mise à investir en ce domaine. Ainsi, en 1980 Messier-Hispano-Bugatti a installé dans son laboratoire sa seconde machine de chute. Bien que limitée à une masse tombante de 6 tonnes, elle lui a assuré un degré d'autonomie pour des évaluations générales et des essais de petits atterrisseurs. De leur côté, les filiales anglaises et canadienne de Messier-Dowty disposent de machines implantées dans leurs usines, dont les capacités de masse tombante vont jusqu'à quelques dizaines de tonnes. Surtout, pour les grands atterrisseurs, l'Etat et Messier-Dowty sont tombés d'accord, en 1997, pour cofinancer l'implantation au CEAT d'une nouvelle machine<sup>108</sup>, à grosse capacité en vue des programmes A340-600 et A380.

### *Autres essais dynamiques*

Si les essais de chute sont de loin les plus pratiqués, ils ne couvrent cependant pas tous les besoins particuliers que l'on peut rencontrer dans le domaine des atterrisseurs. Le premier exemple est relatif à l'hélicoptère Super Puma. Nous y avons déjà fait allusion au chapitre consacré aux atterrisseurs de ces aéronefs.

---

<sup>107</sup> En raison de sa capacité d'effort maximal, déterminée par la résistance des paliers de son volant.

<sup>108</sup> Cette machine a été appelée MEGA = Machine d'Essais de Grands Atterrisseurs.

Rappelons ici que l'atterrisseur principal du Super Puma a été conçu pour avoir la capacité dite « anti-crash ». Plus précisément il lui était demandé d'absorber l'énergie cinétique correspondant à sa vitesse de chute jusqu'à 5 m/s, et au-delà et jusqu'à 10 m/s, de poursuivre sa course d'enfoncement sans augmentation d'effort<sup>109</sup>. Il fallait bien entendu vérifier par essais que l'atterrisseur répondait à cet objectif. Cependant, avec de telles caractéristiques, il n'était pas possible d'utiliser une machine usuelle de chute, puisque sur ces machines l'atterrisseur en essai doit absorber la totalité de l'énergie cinétique de la masse tombante.

Messier-Hispano-Bugatti et le CEAT imaginèrent une autre solution, consistant à utiliser un chariot lancé<sup>110</sup> sur un plan incliné (toboggan). Lorsqu'il avait atteint la vitesse désirée le chariot venait frapper le pneumatique, sous un angle convenable et provoquer l'enfoncement de l'amortisseur. En fin d'enfoncement, le chariot alors non entièrement freiné s'échappait de l'atterrisseur pour être arrêté par des moyens auxiliaires (voir fig. III-20). Ce principe et cette installation d'essais ont été réutilisés pour deux autres programmes d'atterrisseurs principaux, celui de l'hélicoptère italien A129 « Mangusta » et celui de l'hélicoptère franco-allemand Tigre.

De plus, sur le Super Puma le comportement au crash de l'ensemble formé par la cellule de l'hélicoptère et les deux atterrisseurs principaux a été vérifié par un essai de chute à 10 m/s de cet ensemble. Il fallait en effet démontrer qu'au-delà de 5 m/s la part d'énergie non absorbée par l'amortisseur était bien encaissée par la déformation de la partie de la cellule située sous son plancher, tandis que la limitation de l'effort de l'amortisseur évitait bien de poinçonner ce plancher.

A côté de ce type particulier d'essais dynamiques, certainement le plus spectaculaire, il y en eut d'autres. L'un d'eux a concerné le catapultage de l'atterrisseur avant du Rafale Marin. Comme nous l'avons déjà indiqué cet atterrisseur, désigné parfois par l'expression « train sauteur » a été conçu pour donner une impulsion verticale au nez du fuselage en fin de catapultage. Ceci a été obtenu en intégrant dans l'amortisseur un dispositif spécial, commandé de l'extérieur, et permettant la restitution rapide de l'énergie verticale de compression introduite dans l'amortisseur par l'effort de catapultage. Pour vérifier les performances prédites, l'atterrisseur, sous charge statique, est posé sur une table dynamométrique capable de mesurer les efforts au sol. A l'aide d'un vérin extérieur, un effort d'enfoncement est appliqué puis soudainement relâché.

Plus générale et même devenue systématique, est la mesure des fréquences propres des atterrisseurs. La mise en oeuvre de pots d'excitation a permis de déterminer exactement ces fréquences dans les différents modes de déformation sous charge : flexion longitudinale, flexion latérale, torsion. Leur connaissance constitue une donnée précieuse pour les calculs de simulation.

### *Les essais statiques*

Pour ces essais, l'atterrisseur est monté sur un solide bâti métallique qui reproduit ses attaches sur l'avion. Il est équipé de fausses roues. Le bâti reçoit de plus des vérins, la plupart du temps hydrauliques, qui appliquent sur les fausses roues les efforts au sol dont on veut mesurer les effets.

---

<sup>109</sup> Sur hélicoptère, au-delà de 5 m/s la part d'énergie non absorbée par l'amortisseur devait être encaissée par la déformation de la partie de fuselage située sous le plancher, tandis que l'effort de l'amortisseur devait être limité pour éviter de poinçonner ce plancher.

<sup>110</sup> Par une catapulte à ressorts élastiques (sandows).

Depuis la fin des années 1960, c'est à dire depuis le développement des atterrisseurs du premier A300, les essais statiques sont souvent précédés d'essais particuliers dits « essais photostress ». Il s'agit en fait de la mise en œuvre d'un procédé de visualisation des contraintes<sup>111</sup> dont est l'objet une pièce soumise à des efforts. Cette visualisation est obtenue au moyen de plaques de matériau à propriétés bi-réfringentes<sup>112</sup> qui sont collées sur les zones jugées critiques des pièces en essai. Cette méthode, introduite chez Messier en 1960, se révéla un outil précieux qui, sur des pièces de forme aussi complexe que celles des atterrisseurs, permettait de mettre en évidence les zones critiques à investiguer subséquentement<sup>113</sup> (voir fig. 3-23). Elle venait judicieusement compléter, sinon guider, les calculs par éléments finis qui commençaient à démarrer à l'époque. Sa seule restriction est qu'il faut que la zone étudiée soit visible, ce qui n'est pas toujours le cas, principalement aux niveau des articulations entre pièces.

Malgré cette réserve, son emploi se généralisa donc vite. Sa mise en œuvre évolua dans le but de pouvoir bénéficier de ses résultats le plus tôt possible dans la phase de développement. La première évolution, à l'occasion de l'atterrisseur principal de l'A310, fut de la mettre en œuvre sur une maquette métallique à échelle réduite (1/3) de l'atterrisseur, dont les pièces constituantes, en alliage d'aluminium coulé, étaient beaucoup plus rapides à fabriquer que des pièces en vraie grandeur en acier à très haute résistance. L'inconvénient était que la réduction d'échelle impliquait un bâti spécial pour les essais. La seconde évolution eut lieu à l'occasion de l'atterrisseur avant de l'A340 et consista à réaliser les pièces, à échelle 1, en un matériau plastique suffisamment rigide, recouvert de vernis biréfringent.

### *Les essais de fatigue*

Ces essais sont effectués sur des bâtis analogues à ceux utilisés pour les essais statiques. La seule différence est que, dans leur cas, les efforts doivent être appliqués un très grand nombre de fois. Il faut donc que bâtis et vérins d'introduction d'efforts soient conçus eux-mêmes pour avoir une grande endurance. Ceci est particulièrement vrai dans le cas des atterrisseurs pour avions de transport commercial, dont les essais doivent valider un très grand nombre de vols<sup>114</sup>. Par exemple 32 000 vols pour l'A300B, 60 000 pour l'A320.

La raison en est que pour un train d'atterrissage les efforts et la fréquence des sollicitations de fatigue sont assez difficiles à définir avec précision. En effet ces données dépendent des conditions d'utilisation en service, qui varient d'une compagnie aérienne à l'autre. Il faut donc passer par des études statistiques dont les résultats ont forcément un caractère aléatoire, compte tenu de la dispersion des valeurs relevées. En conséquence, les Autorités de certification en tiennent compte en imposant une valeur élevée pour le rapport, dit coefficient de dispersion, entre le nombre de vols à simuler par essais et le nombre de vols exprimant l'endurance à justifier. Les Autorités françaises exigent un coefficient de dispersion de 5. Ainsi pour valider 40 000 vols il faut que l'essai aille sans incident jusqu'à 200 000 vols

---

<sup>111</sup> Plus exactement c'est la visualisation des étirements dus aux contraintes locales.

<sup>112</sup> Lorsqu'elles sont soumises à une tension ces plaques laissent apparaître, au travers d'une lunette spéciale, des franges de diffraction dont la couleur et l'espacement en un endroit donné sont fonction de l'intensité de la contrainte à cet endroit.

<sup>113</sup> Par collage de jauges de contrainte.

<sup>114</sup> Pour les trains d'atterrissage, 1 vol correspond à : 1 roulage pour quitter le parking et prendre la piste + 1 roulage de décollage + 1 décollage + 1 rentrée de train + 1 sortie de train + 1 atterrissage + 1 roulage freiné + 1 roulage vers le parking (avec manœuvres d'orientation et freinages légers).

simulés<sup>115</sup>. La conséquence de cette exigence était que, dans les années 1970 et 1980, un essai de fatigue pouvait s'étendre sur 18 mois et même 24 mois en cas d'incidents. Par la suite la situation s'est un peu améliorée, car les laboratoires sont parvenus à accroître la fréquence d'application des efforts, en se maintenant toutefois à un compromis acceptable vis à vis de risques d'échauffement.

### *Les essais fonctionnels en laboratoire*

Au-delà de l'amortisseur, objet des essais de chutes, la fonction la plus essentielle à vérifier pour un atterrisseur est le relevage. En fait, il s'agit de la manœuvre de rentrée de l'atterrisseur après le décollage, suivie de la manœuvre de sortie avant l'atterrissage, avec en fin de chaque mouvement le verrouillage de la configuration obtenue. Les essais correspondants s'effectuent en plusieurs étapes. Les deux premières sont réalisées individuellement sur l'atterrisseur et chez l'industriel constructeur. A cette fin un bâti est construit, dit bâti de relevage, de principe analogue à celui utilisé pour les essais statiques, mais qui n'a pas besoin d'être aussi solide. Il reproduit les attaches sur la structure avion de l'atterrisseur, de son vérin de relevage, des organes de verrouillage<sup>116</sup>.

La première étape a été essentielle jusqu'à la fin des années 1980, c'est à dire à l'époque des épures de relevage tracées manuellement sur les planches à dessin. On installait sur le bâti une maquette à l'échelle 1 de l'atterrisseur. Réalisée en bois ou en alliage d'aluminium coulé, cette maquette constituait la représentation fidèle de la géométrie et des formes de l'atterrisseur. Elle était relevée manuellement, avec des arrêts intermédiaires, pour qu'on puisse bien s'assurer que les jeux entre les pièces constituantes de l'atterrisseur étaient suffisants et en conformité avec les épures. Il était parfois nécessaire de retoucher localement certaines pièces, moins d'ailleurs en raison d'une erreur d'épure que d'une modification ultérieurement intervenue sur une pièce. Ensuite cette maquette était montée sur l'avion où le même essai permettait de visualiser cette fois les jeux avec sa structure et les équipements installés dans la soute de train. L'avènement de la CAO a progressivement rendu ces vérifications moins critiques, mais on a continué à les mener de cette façon. Il faut dire que les maquettes à l'échelle 1 ont été de plus en plus utilisées pour procéder au maquetage de « l'habillage », c'est à dire de l'installation des organes et équipements à fixer sur l'atterrisseur et du cheminement des conduits hydrauliques et électriques les reliant aux circuits avion. Avec Concorde puis Airbus ces questions d'habillage avaient pris de l'ampleur en raison du nombre croissant de matériels à installer et de la rigoureuse nécessité de trouver les solutions les plus efficaces pour diminuer la vulnérabilité potentielle aux projections, notamment en cas d'éclatement d'un pneumatique. La maquette à l'échelle 1 était donc à double titre un outil de mise au point.

La seconde étape consistait à placer sur le bâti l'atterrisseur réel prototype équipé de son vérin de relevage et de ses roues, freins et pneumatiques (ou de faux éléments de masse équivalente) pour passer aux essais de manœuvre de relevage et descente, d'abord à vitesse réduite, puis ensuite dans les quelques secondes

---

<sup>115</sup> Sauf pour la manœuvre de relevage/sortie du train, puisque les efforts et le nombre d'occurrences sont bien définis (1 fois par vol). Le coefficient de dispersion est donc ramené à 3.

<sup>116</sup> Généralement des boîtiers d'accrochage pour le verrouillage train rentré. Quant au verrouillage train bas, il est interne au contreventement : soit des griffes dans les contrefiches télescopiques, soit un mécanisme à alignement maintenu par des ressorts pour bloquer les bras des contrefiches briseuses en position alignée.

imparties<sup>117</sup>. Là encore il y a eu évolution au cours du temps, car l'arrivée des grands atterrisseurs pour Concorde et Airbus a fait apparaître des problèmes jusqu'alors masqués dans le cas des atterrisseurs de taille petite et moyenne.

Précisément, pour Concorde puis pour les Airbus successifs, les avionneurs construisirent un grand banc d'essais recevant tous les équipements hydrauliques de l'avion, depuis la génération de puissance jusqu'aux commandes de vol, en passant par ceux associés au train d'atterrissage, ainsi que toutes les tuyauteries de liaison (de diamètres et longueurs réelles). Ce banc est connu sous le vocable anglais « iron bird »<sup>118</sup>. Sur ces bancs, de rôle purement fonctionnel, étaient montés de faux atterrisseurs, mais représentatifs du point de vue des masses à relever et équipés de leurs vrais organes hydrauliques. De même ils comportaient de fausses trappes, mais mues par leurs vrais vérins. Enfin les efforts aérodynamiques sur les trappes et les atterrisseurs étaient simulés. Pour les trains ces bancs étaient très utiles car ils permettaient de procéder aux réglages d'ajustement des temps de la manœuvre train-trappes dans toutes les conditions prévues de vitesse de l'avion, aussi bien en fonctionnement normal qu'en secours. Ils donnaient également l'opportunité de simuler, de façon systématique, des pannes, et d'en vérifier les conséquences. Par exemple on pouvait reproduire la sortie en secours, sans pression hydraulique, ou toute autre panne particulière, comme la rupture d'un ressort de verrouillage.

Enfin, pour répondre aux besoins de Concorde et des programmes civils qui ont suivi, dont bien entendu Airbus, il a fallu vérifier les effets des températures extrêmes (ambiance ou échauffement du fluide hydraulique), de l'altitude, et même dans certains cas des ambiances vibratoires. Pour s'en rendre capables les laboratoires des industriels et des centres spécialisés (CEAT, SOPEMEA) se sont équipés d'étuves reproduisant le froid (jusqu'à - 54° C) et le chaud (jusqu'à 90°C, voire plus) et de caissons permettant de simuler température et pression dues à l'altitude. Ce type d'essais visait d'abord les parties fonctionnelles (amortisseurs) et les équipements associés (surtout les vérins hydrauliques) tributaires du comportement de leurs joints d'étanchéité et de leurs éléments coulissants. En outre comme il ne s'agissait pas seulement de vérifier le comportement de matériels inertes mais aussi d'évaluer leur fonctionnement dans ces conditions extrêmes, les étuves et les caissons devaient être reliés à des bancs de génération de puissance hydraulique au travers d'échangeurs de chaleur appropriés. Ces moyens d'essais furent, pour beaucoup, mis en place pour Concorde, car l'échauffement aérodynamique en vol de croisière supersonique soumettait les équipements et le fluide hydraulique à des températures élevées inhabituelles.

#### *Les essais sur avion : 1) Le rôle des avionneurs*

Ces essais sont menés par l'avionneur avec l'assistance des constructeurs des matériels concernés. Ils se déroulent en plusieurs phases dont trois sont usuelles avant la mise en service : vérifications avant le premier vol, évaluation pendant la campagne d'essais en vol, certification.

Avant le premier vol, des essais de vérification du bon fonctionnement du train et des systèmes associés sont en effet effectués sur l'avion. D'abord lorsqu'il est au hangar et amené au poste d'essais, puis soulevé à l'aide de vérins jusqu'à ce que les roues ne soient plus au contact du sol. On peut alors procéder à des relevages du

---

<sup>117</sup> Entre 5 et 8 secondes, selon le type d'atterrisseur et d'avion.

<sup>118</sup> Littéralement « oiseau en fer », mais dont le sens imagé serait plutôt « coucou en ferraille » pour désigner en fait le banc avion.

train d'atterrissage, premièrement à vitesse lente, afin de vérifier que les jeux prévus entre les éléments réels et complètement équipés (atterrisseurs, trappes, équipements situés dans la soute, structure avion) sont bien respectés. Puis, la vitesse est accrue pour reproduire les temps de manœuvre nominaux, en tenant compte naturellement de l'absence des efforts aérodynamiques.

Ensuite, l'avion est posé à nouveau sur ses roues pour passer aux essais de roulage qui vont permettre d'évaluer en particulier la manœuvrabilité et le freinage. Avec l'accroissement des vitesses et des masses des avions, ces essais sont devenus de plus en plus cruciaux au fil des années. La capacité de l'avion à virer sur les aires de parking et les bretelles d'accès à la piste, puis de suivre une trajectoire rectiligne au décollage, devait ainsi être démontrée, qu'elle soit obtenue par freinage différentiel ou par une commande d'orientation des roues avant. Bien entendu, il faut aussi s'assurer, dans tous les cas, de l'absence de vibrations du type shimmy. De même, la vérification des performances de freinage fait l'objet de nombreux essais au sol, avant et après le premier vol. Ils sont décrits dans le chapitre 4 consacré au freinage des avions.

Pour ce qui est du train d'atterrissage lui-même, son évaluation se prolonge au cours des essais en vol de l'avion. La manœuvre rentrée-sortie est le point essentiel à vérifier. Dès les premiers vols, souvent même dès le premier, le train est rentré, puis sorti avant l'atterrissage. Ensuite, au-delà de ce fonctionnement de base, la rentrée et la sortie du train dans les conditions extrêmes d'utilisation doivent faire l'objet de vérifications et de mesures. En effet le train doit pouvoir être manœuvré jusqu'à une vitesse et un facteur de charge<sup>119</sup> définis par les avionneurs. Ainsi par exemple, pour l'A300 il est demandé que le train puisse encore rentrer, dans le temps imparti, jusqu'à 240 nœuds<sup>120</sup> et jusqu'à un facteur de charge de 1,3. Quant à la sortie, elle doit pouvoir se réaliser sous un facteur de charge inférieur à 1 et même sans l'assistance de la puissance hydraulique d'alimentation des vérins de manœuvre, afin de couvrir le cas de panne correspondant à la perte de cette puissance (sortie en secours).

En outre, en cas de nécessité le train doit pouvoir servir d'aérofrein et doit donc être capable de résister sans dommage à une vitesse élevée (270 nœuds sur A300) combinée à un facteur de charge de 2. Avec l'arrivée des gros avions commerciaux, caractérisés par des boggies équipés de 4 roues, 4 pneumatiques, 4 freins, le tout ayant une masse dépassant la tonne, cette dernière condition a pris une importance particulière pour les atterrisseurs principaux. En effet le mouvement de descente de cette masse, accéléré par le facteur de charge et éventuellement les efforts aérodynamiques<sup>121</sup>, doit être freiné par le vérin de manœuvre pour éviter un choc, voire la détérioration du train, à l'instant du verrouillage train bas. Les mesures effectuées en vol sur l'A300B ont fait découvrir que cet effort de freinage du vérin pouvait être, dans certaines conditions, supérieur à l'effort moteur qu'il doit fournir au relevage, au point d'introduire un cas dimensionnant. Ce phénomène était dû à une amplification dynamique provoquée par une interaction entre la masse en mouvement, la compressibilité de l'huile et la déformation mécanique sous charge de

---

<sup>119</sup> Lorsque l'avion effectue un virage ou lorsqu'il modifie la pente de sa trajectoire il est soumis à une accélération dans son plan de symétrie différente de celle due à la pesanteur. Le facteur de charge est le rapport entre ces deux accélérations.

<sup>120</sup> 1 nœud est sensiblement égal à 0,5 mètre par seconde.

<sup>121</sup> Sur les Airbus le vent aérodynamique agissant sur la trappe fixée à la jambe crée un effort moteur à la descente, tout à fait notable.

l'atterrisseur. Pour atténuer les conséquences de ce phénomène, il fallut apporter des sophistications sur le circuit hydraulique de manœuvre.

En addition de toutes ces phases d'essais, et ultérieurement aux premières mises en service, d'autres peuvent être entreprises. Cela peut en effet se révéler nécessaire dans le cas de problèmes apparaissant en service, pour une raison n'ayant pu être décelée initialement. Dans ce cadre, l'exemple du Falcon 900 est l'un des plus représentatifs. En effet cet avion ne connut pas de problème de train d'atterrissage pendant sa campagne d'essais en vol, ni pendant les premières années de son utilisation chez ses nombreux clients. Puis, soudainement il y eut un cas de rupture de compas sur un atterrisseur principal, suivi d'un second cas peu de temps après. En liaison avec Messier-Bugatti, la société Dassault mena une campagne d'atterrissages avec différentes procédures d'approche, dans le but de cerner l'origine du problème et d'y trouver remède. Il se révéla que la procédure d'approche pratiquée par les pilotes des clients avait évolué vers des atterrissages de plus en plus doux, c'est à dire à vitesse verticale de plus en plus faible (bien en dessous de 1 m/s). Or il fut constaté qu'avec ce type d'impact doux, les atterrisseurs principaux pouvaient entrer en vibration (shimmy) et qu'alors dans certains cas extrêmes l'intensité de cette vibration pouvait aller jusqu'à provoquer la rupture des compas. Les deux sociétés lancèrent en conséquence des calculs de simulation. Des essais complémentaires sur avion furent effectués pour valider ces calculs. Ces travaux permirent de démontrer l'efficacité de la modification proposée, qui consistait à accroître la rigidité des compas par changement de leur matériau, d'alliage d'aluminium en acier, ceci afin de déplacer leur fréquence propre.

#### *Les essais sur avion : 2) Le rôle du CEV*

Au-delà de ses interventions dans le processus de certification sur avion, le CEV a mené des essais pour appréhender des problèmes particuliers ou évaluer de nouveaux matériels ou systèmes. Ainsi, le Centre d'Essai en Vol de Brétigny-sur-Orge a eu une grande activité, entre 1955 et la fin des années 1970, sur des problèmes impliquant les atterrisseurs, le freinage, les pneumatiques. Sa contribution a été particulièrement précieuse à une époque où l'on ne disposait pas des outils de simulation théoriques aujourd'hui disponibles. Elle se perpétue de nos jours, car certains phénomènes exigent toujours d'être reproduits dans des conditions réelles, par exemple les évolutions sur pistes inondées.

Pour illustrer ces propos, nous avons pu bénéficier des souvenirs qu'ont bien voulu nous communiquer Jean-Claude Fayer et Jacques Grémont, qui eurent des responsabilités dans la préparation et la conduite de ces essais. Nous avons également eu accès à des archives du CEV de Brétigny. L'ensemble nous a permis de recueillir des exemples précis que nous rapportons dans l'annexe 1 à ce chapitre pour ce qui concerne les atterrisseurs et dans l'annexe 2 au chapitre 4 pour ce qui concerne le freinage. Cependant nous en donnons ici deux exemples représentatifs :

- Mise en évidence, à la rotation au décollage du Mirage III, d'une surcharge importante sur les pneus principaux, non prise en compte auparavant, et amenant la révision de la réglementation
- Roulages d'avions de plusieurs types, sur un bassin à bords souples donnant une hauteur d'eau de 25 mm sur 500 mètres de long, afin de simuler une piste inondée et de reproduire l'ingestion d'eau par les réacteurs. Démonstration de l'efficacité de pneus à déflecteurs incorporés, dits pneus à bavettes, sur les atterrisseurs avant. Voir fig. 3-24 les essais d'ingestion d'eau du Falcon 900.



## LA PRODUCTION DES ATTERRISEURS

### *Une production spécifique pour des produits spécifiques*

Les atterrisseurs sont essentiellement constitués de pièces métalliques<sup>122</sup> qui, par leurs formes générales, se classent schématiquement en quatre types : des tubes, des barres, des panneaux<sup>123</sup>, des caissons<sup>124</sup>. Les deux derniers types peuvent d'ailleurs être obtenus par l'assemblage de pièces des deux premiers types, soit au moyen de liaisons mécaniques, soit par soudage. Ils peuvent aussi être des éléments monoblocs, mais alors leur fabrication exigent des moyens spécifiques et souvent importants qui, au moins pour les caissons, n'ont été disponibles que plus tardivement dans le demi-siècle qui nous intéresse.

Au-delà de leur allure générale, toutes ces pièces ont en commun de présenter des complications locales de forme dans leurs zones de liaison ou d'attache. De définition géométrique tridimensionnelle la plupart du temps, ces zones influent significativement sur le processus de réalisation. Ainsi pour éviter des cycles d'usinage longs et dispendieux, tout en tirant un meilleur profit des propriétés du métal, la fabrication de ces pièces démarre très souvent par le stade de l'ébauche matricée, obtenue elle-même à partir d'une pré-ébauche tirée du forgeage d'un lingot issu de la coulée du métal<sup>125</sup>. Le plus souvent la pré-ébauche est préalablement chauffée pour la rendre plus malléable. Elle est même portée au rouge, à une température d'environ 1200 °C, lorsque le matériau est de l'acier. En outre, il s'agit de matriçages de précision, puisque le but est de s'approcher au mieux des dimensions extérieures de la pièce finie, si ce n'est de les atteindre directement comme dans le cas des pièces en alliage léger dont la plus grande partie de la surface externe n'est pas usinée<sup>126</sup> (ce peut aussi être le cas de certaines pièces en acier à moyenne résistance). Pour les pièces en acier à très haute résistance<sup>127</sup>, il faut impérativement usiner toute la surface extérieure pour enlever une couche de quelques millimètres de profondeur, car le matriçage à température élevée provoque une oxydation superficielle du métal. Etant donné les complexités de forme que nous avons évoquées ci-dessus, il faut employer alors des machines spécialisées, essentiellement des fraiseuses équipées de têtes portes outils capables d'opérer dans les trois dimensions.

Les pièces tubulaires sont les plus répandues sur les atterrisseurs. Elles se trouvent de façon systématique sur les amortisseurs oléopneumatiques, principalement pour leur tige coulissante. Mais elles peuvent intervenir également dans la réalisation d'éléments purement structuraux, par exemple pour des bras de contrefiches ou des parties de caissons réalisés en plusieurs pièces assemblées. La fabrication de ces pièces tubulaires est bien particulière. En effet, l'optimisation de la masse conduit plutôt à jouer sur l'accroissement du diamètre que sur celui de

---

<sup>122</sup> Tout au moins jusqu'à ces dernières années, car récemment les matériaux composites ont commencé à être introduits pour certaines pièces de forme simple.

<sup>123</sup> Les panneaux sont des pièces de forme générale plate et peu épaisse, c'est à dire bidimensionnelles.

<sup>124</sup> Les caissons sont des pièces s'inscrivant dans un volume, c'est à dire tridimensionnelles.

<sup>125</sup> Dans la pré-ébauche la macro-structure du métal comporte des fibres suivant une direction définie par le forgeage. Les caractéristiques métallurgiques sont privilégiées dans les sens des fibres. Le matriçage les contraint à épouser les formes de la pièce.

<sup>126</sup> Pratique usuelle en France avec de bons résultats, mais non généralisée dans d'autres pays.

<sup>127</sup> L'oxydation provoque une décarburation du métal dans une couche de quelques millimètres de profondeur, où la résistance mécanique est affectée.

l'épaisseur de la paroi pour obtenir la résistance mécanique recherchée. On aboutit donc à des tubes minces, et même très minces dans le cas des pièces en acier à très haute résistance où l'épaisseur peut tomber à 2 à 3% du diamètre sur une bonne partie de la longueur. Pour bien maîtriser la valeur de cette faible épaisseur il faut que l'usinage de la surface externe et l'alésage se fassent avec une très grande précision. En outre, toujours pour optimiser la conception et donc réduire la masse, l'alésage peut comporter des parties à diamètre réduit encadrant des parties de diamètre plus grand, ce qui oblige à utiliser des méthodes de coupe adaptées<sup>128</sup>.

Les caissons de jambe en plusieurs parties comportent une partie tubulaire faisant fonction de cylindre de l'amortisseur. Les caissons monoblocs sont, pour jouer ce rôle, traversés par un alésage dont les impératifs d'usinage sont similaires aux précédents, mais avec en plus la difficulté supplémentaire d'avoir à les pratiquer sur une pièce encombrante. D'où la nécessité de disposer de machines spéciales dites tours à banc rompu. Par contre, les barres et les panneaux sont essentiellement des pièces à corps plein, qui ne comportent que des alésages locaux dans les zones où l'on doit installer des axes de liaison à d'autres pièces.

En sus de l'obtention des formes et du respect des dimensions spécifiées, il faut conférer au matériau des pièces le niveau requis de résistance. C'est l'objet du traitement thermique, processus élaboré et rigoureux, demandant la mise en œuvre de moyens spécifiques devenus de plus en plus importants au fil du temps et des programmes aéronautiques. Schématiquement, il faut d'abord porter la pièce à une température élevée bien précise. Pour les aciers, par exemple, elle avoisine ainsi les 1000 °C et amène les pièces au rouge. Elle est de plusieurs centaines de degrés pour les pièces en alliage léger. Ces opérations sont réalisées dans des installations à bains de sel ou dans des fours sous vide ou sous atmosphère contrôlée. Au sortir de ces installations la pièce subit une trempe dans un milieu liquide ou gazeux, adapté à la nature de l'alliage concerné. Au cours de ces opérations de grandes précautions doivent être prises pour éviter des déformations de la pièce et la création de contraintes résiduelles. Après le traitement thermique il faut pratiquer des usinages de finition au niveau des interfaces avec les autres pièces. Les impératifs d'interchangeabilité imposent d'y obtenir une haute précision.

De plus, les zones coulissant ou tourillonnant sur d'autres pièces, par exemple sur des paliers, doivent recevoir un revêtement de surface les rendant aptes à subir des frottements. Dans le demi-siècle qui nous intéresse, période où la préservation de l'environnement n'avait pas encore suscité les restrictions que nous connaissons aujourd'hui, ce revêtement était très généralement un chromage. Il s'agissait d'un chromage relativement épais et dur qui devait être suivi d'une rectification par meulage ou d'un rodage pour obtenir un état de surface convenable<sup>129</sup>. L'ensemble de ces opérations nécessitait des contrôles très sophistiqués pour s'assurer de la qualité des revêtements obtenus (adhérence, rugosité, absence de brûlures).

Enfin, les pièces doivent être protégées contre la corrosion au moyen de traitements de surface appropriés. Cette protection est particulièrement cruciale dans le cas des atterrisseurs qui sont soumis à des conditions ambiantes très sévères : humidité, projections diverses, températures extrêmes. La seule exception concerne les pièces ou parties de pièce baignant dans un fluide hydraulique, comme il s'en trouve dans les amortisseurs. Les traitements de surface utilisés sont

---

<sup>128</sup> Utilisation de machines spécifiques de reproduction intérieure.

<sup>129</sup> Après la rectification l'épaisseur de la couche de chrome est de 50 à 100 microns selon les applications.

essentiellement le cadmiage pour les aciers et les oxydations anodiques chromiques ou sulfuriques pour les alliages légers.

Toutefois, ainsi que nous l'avons vu à la rubrique relatant la recherche sur les matériaux, des précautions particulières doivent être prises pour minimiser l'effet perturbateur des traitements de surface sur la tenue en fatigue. Dans ce but ces traitements sont précédés par une opération, dite grenailage, consistant à projeter des billes sur les surfaces concernées pour obtenir une compression superficielle du métal. Les billes sont en acier pour le grenailage des pièces en acier, et le plus souvent en verre pour celui des pièces en alliage léger.

En outre, les surfaces cadmiées ou oxydées par un procédé anodique, selon le cas, resteraient trop susceptibles aux abrasions, chocs ou rayures, si elles n'étaient pas elles-mêmes protégées par une application de peinture. Toutes ces surfaces sont donc peintes, en suivant un processus très élaboré, et amélioré au fil du temps pour aboutir à l'application d'une gamme en plusieurs couches, chacune ayant des propriétés et un rôle bien définis.

Après toutes ces opérations, les pièces finies sont assemblées pour former les atterrisseurs. Ces derniers reçoivent ensuite les équipements nécessaires au fonctionnement des systèmes associés (manœuvre train-trappes, freinage ou encore orientation de roues) ainsi que les câblages électriques et les tuyauteries hydrauliques en charge de les alimenter ou de les relier, c'est-à-dire tous les éléments formant ce qu'il est convenu d'appeler l'habillage. L'assemblage et l'habillage des jambes se font sur des bâtis spécialisés permettant en outre de procéder aux vérifications et contrôles requis : jeux mécaniques, étanchéités hydrauliques, performances fonctionnelles (par exemple, détections d'état, orientation des roues).

### *La nécessité de l'évolution*

La technologie de production a dû évoluer pour permettre le franchissement d'étapes significatives dans le développement des atterrisseurs. Ce fut le cas par exemple lors de l'introduction, au milieu des années 1950, des aciers à très haute résistance sur les atterrisseurs du Mirage III. De même, au tournant des années 1960/1970, le lancement des programmes Concorde et Airbus, exigea d'acquérir la capacité de fabriquer de grandes pièces en acier à très haute résistance et très haute qualité.

La capacité en volumes et cadences de production a dû répondre aux succès de l'industrie française du train d'atterrissage, qui a eu la responsabilité d'équiper de très nombreux avions. Sur 50 ans, de 1945 à 1995, on compte près de 20 000 trains complets<sup>130</sup> fabriqués en France, soit une cadence annuelle moyenne proche de 400, à mettre essentiellement à l'actif de Messier, Hispano-Suiza, Eram puis de la réunion de ces sociétés en Messier-Bugatti puis Messier-Dowty. Cette quantité fut partagée en une centaine de programmes dont une cinquantaine allèrent au-delà de 100 unités produites et une douzaine au-delà de 500. Il y eut en effet sur cette période des programmes importants, que ce soit par les quantités produites, par la taille des avions ou par la conjonction des deux. Voir l'encadré page suivante. On pourrait d'ailleurs y ajouter le Mirage IV et les Atlantic 1 et 2, certes fabriqués en un petit nombre d'exemplaires (respectivement 62 et 113), mais équipés d'atterrisseurs

---

<sup>130</sup> Ensemble de deux atterrisseurs principaux et d'un atterrisseur avant.

de dimension plutôt respectable pour leur époque. Pour répondre à tous ces besoins les industriels durent faire évoluer leurs moyens.

### *L'évolution des moyens*

Au sortir de la guerre, les industriels français récupérèrent leurs usines avec des parcs de machines datant de l'avant-guerre, quand elles n'avaient pas tout simplement disparues. Heureusement, pour les aider à redémarrer leur activité, ils bénéficièrent de l'attribution par l'Etat de machines-outils usagées, récupérées de l'industrie de guerre allemande. Puis au début des années 1950, au titre du « plan Marshall », ils reçurent des machines-outils plus modernes, la plupart américaines. Dans les deux cas il s'agissait de machines de mécanique générale, et donc pas forcément bien adaptées à des besoins plus particuliers, comme par exemple le fraisage de surfaces tridimensionnelles. Cette situation n'était pas sans limiter les possibilités d'évolution technologique des atterrisseurs. C'est pourquoi, jusqu'au milieu des années 1950, certaines solutions étaient privilégiées, comme l'assemblage par soudage de pièces de forme simples en acier ou la fonderie pour les pièces en alliage léger. Nous en avons vu des exemples dans les pages de ce chapitre dédiées à l'évolution technologique des atterrisseurs.

#### 1945-1995 : LES « GROS » PROGRAMMES

- 1400 Mirage III, avec ses dérivés Mirage V et Mirage 50
- 1200 Falcon répartis en 514 Falcon 20 et 200, 226 Falcon10 et 100, 253 Falcon50, 168 Falcon 900, 42 Falcon 2000
- 700 Puma suivis de 437 Super Puma
- 959 Fouga Magister
- 908 Embraer répartis en 498 Bandeirante, 300 Brasilia et 110 Xingu
- 771 Mystère répartis en 170 Mystère II, 421 Mystère IV et 180 Super Mystères
- 730 Mirage F1
- 714 Airbus bi-couloirs répartis en 462 A300 et A300-600 et 252 A310
- 625 Airbus mono-couloirs répartis en 553 A320, 54 A321 et 18 A319
- 581 Jaguar
- 510 Alphajet
- 500 Mirage 2000
- 478 Ouragan
- 426 Noratlas
- 287 Caravelle
- 211 Transall
- 144 A330/A340 (début de leur vie industrielle)

Nota : Les programmes soulignés sont toujours en production de nos jours

Cependant, la spécificité des besoins entraîna la marche vers une spécialisation de plus en plus ciblée des équipements de production. De plus, pour mieux maîtriser la qualité, les industriels français voulurent se doter de la capacité d'exécuter eux-mêmes la totalité des phases de production, c'est à dire au-delà de l'usinage et de l'assemblage, les traitements thermiques et les traitements de surface, ceci au moins pour les pièces les plus critiques. La seule exception notable à ce principe d'intégration est l'élaboration des matériaux et des ébauches forgées, matricées ou coulées, qui relèvent d'une autre branche de l'industrie. Toutefois cette dernière a su coopérer étroitement avec les Services de l'Etat et les industriels pour fournir les produits amont nécessaires et les faire progresser.

Bien qu'elle se soit opérée de manière continue sur le demi-siècle, l'évolution des moyens de production fut marquée par plusieurs étapes. La première va de la première moitié des années 1950 au milieu des années 1960. Elle est concomitante

à l'introduction d'un nouvel acier et à l'essor des programmes militaires, tout particulièrement le Mirage III. Pour les pièces structurales, l'ébauche soudée en acier à moyenne résistance fit place à l'ébauche matricée en acier à très haute résistance. L'industrie amont, particulièrement la société Aubert et Duval mais aussi la société Creusot-Loire, se donna donc les moyens d'une part, d'élaborer le nouvel acier par la mise en œuvre de fours à refusion sous vide, d'autre part de produire des ébauches matricées à l'aide de ses presses installées à Imphy, Pamiers et Issoire. Il s'agissait alors d'ébauches de dimension moyenne, de l'ordre du mètre, mais répondant aux besoins de l'époque. Il fallut ensuite disposer de fraiseuses à broches multi-axes et à commande programmée pour réaliser des usinages externes tridimensionnels, puis d'aléseuses adaptées pour obtenir avec la précision requise les faibles épaisseurs de paroi. En particulier, une première fraiseuse multibroches et table mobile fut installée à Bidos. Elle comportait deux broches montées sur un portique et une commande numérique. Enfin les industriels s'équipèrent des installations indispensables au traitement thermique de pièces de cette dimension.

La seconde étape démarra peu après le milieu des années 1960 avec les préparatifs à Concorde puis à Airbus et s'étendit jusqu'au début des années 1980. Les atterrisseurs de ces avions requéraient des pièces de bien plus grandes dimensions, puisque atteignant presque 3 mètres. Ces dimensions impliquaient la capacité à réaliser de grandes ébauches matricées. Cette capacité existait en France pour les pièces d'atterrisseurs de Concorde et des A300, mais elle a été sérieusement accrue par la mise en service en 1976 à Issoire de la presse de 65000 tonnes achetée par le gouvernement français à l'U.R.S.S. et rétrocédée selon un plan de paiement étalé sur 20 ans à un groupement de forgerons nommé Interforges et comprenant les sociétés Forgeal, Creusot-Loire, Aubert et Duval, Snecma. Cet outil géant a une hauteur de 36 m, dont 24 m au-dessus du sol. Les dimensions de sa table de matricage sont 3,50 m par 6 m.

Les fabricants de train durent investir lourdement en moyens. Ainsi en vue de Concorde, Hispano-Suiza acquit, entre autres, pour son usine de Molsheim une fraiseuse à quatre broches multi-axes et un four de traitement thermique sous vide. De son côté, Messier développa de façon soutenue les moyens de son usine de Bidos qui reçut notamment deux grandes fraiseuses à table mobile et portique, à quatre broches multi-axes, capable d'usiner quatre grosses pièces à la fois, ainsi qu'un grand tour à banc rompu. En outre, la capacité des installations de traitement thermique de cette usine fut accrue (voir figure 3-25).

La dernière étape, sensiblement de 1985 à 1995, fut celle de l'essor des programmes Airbus, avec le succès de l'A320 et le démarrage des A330/A340. Elle fut marquée par un nouvel accroissement des capacités internes. L'usine de Bidos fit l'objet de gros investissements, tout particulièrement :

- une nouvelle fraiseuse, de principe différent puisqu'à portique mobile, principe permettant d'installer sur la table (surface de 80m<sup>2</sup>) un jeu de pièces pendant l'usinage du jeu précédent, et donc d'éliminer les temps d'arrêt (fraiseuse Dye-Liné, voir photo 3-26)
- la construction d'un vaste et très moderne atelier de traitement de surface, permettant d'accroître significativement la capacité, la qualité et la protection de l'environnement par un strict contrôle et une captation des effluents rejetés. Voir sur la figure 3-27 la photo de cet atelier installé dans un bâtiment de 1800 m<sup>2</sup> de surface et comportant trois niveaux sur 16 m de haut.

La mise en place de tous ces moyens nécessita de gros investissements que les industriels français assumèrent par eux-mêmes. Pour en donner une idée, nous indiquerons que ceux réalisés au début des années 1990, représentaient alors une dépense d'une centaine de millions de francs.

Enfin, le début des années 1990 vit apparaître une autre, et importante, évolution relative aux moyens : l'internationalisation et la spécialisation des sites de production. Elle résultait de la création de Messier-Dowty qui intégrait dans une même société l'usine de Bidos en France, l'usine de Gloucester en Grande-Bretagne, les usines de Montréal et Toronto au Canada. Il devint alors possible de rationaliser les investissements faits dans chacun de ces sites, en les spécialisant leurs productions en fonction des capacités de leur machines. Ainsi la fabrication des grands caissons de jambe fut regroupée à Montréal, celle des grandes tiges coulissantes à Bidos.

### *La maîtrise du savoir-faire*

En plus des moyens le savoir-faire est indispensable et ceci à tous les stades de la production. Le premier objectif est d'atteindre un haut niveau de qualité des produits. Nous avons plusieurs fois insisté sur ce point au premier paragraphe de ce chapitre. Nous n'y revenons donc pas. Le second objectif est plus proprement industriel, en ce sens que pour jouer les premiers rôles dans un marché qui s'est de plus en plus internationalisé au fil du temps, il fallait sans cesse parfaire sa compétitivité. Les efforts pour atteindre cet objectif se sont développés dans plusieurs directions.

La première a été la réduction des coûts de production, obtenue non seulement par la mise en œuvre, que nous venons de décrire, de moyens adaptés et performants, mais aussi par l'optimisation des processus. En particulier l'expérience et la compétence accumulées par les services techniques des usines ont permis d'apporter des améliorations constantes aux gammes de fabrication. En outre, celles-ci ont pu bénéficier de l'introduction de méthodes nouvelles, telle la TGAO (Technologie de Groupe Assistée par Ordinateur) se proposant de dégager des analogies entre pièces pour les classer par familles entrant dans le même type optimisé de gamme.

La deuxième direction a concerné l'organisation de la production, à toutes ses étapes, depuis l'approvisionnement des éléments achetés jusqu'au montage final et la livraison. Le but était double : réduire les cycles et mieux maîtriser les délais. Là encore des méthodes nouvelles ont été employées, cette fois-ci basée sur le principe du « juste à temps » ou dérivées de méthodes générales offertes par des cabinets spécialisés, comme le Kanban ou le MRP (Management Ressource Planning). L'évolution a été spectaculaire, particulièrement sur les cycles, comme très bien illustré par l'exemple des trains d'Airbus dont le cycle total de production est passé de 18 mois au début du programme A300 à moins de 8 mois pour les programmes A320 et A330/A340.

Enfin, sur une bonne partie du demi-siècle, les industriels eurent à affronter des variations parfois brutales de besoin des programmes, portant sur les cadences de livraison et les quantités commandées. Nous en avons donné plusieurs exemples au chapitre 2. Pour suivre et épauler leurs clients face à ces difficultés, les industriels

apprirent à gérer de façon très réactive leurs investissements et à déployer une grande souplesse dans l'organisation des moyens matériels et humains en place.

Il faut aussi rendre hommage aux personnalités qui surent engager et développer cette politique, tout particulièrement les présidents Jacques Bénichou de la fin des années 1960 au début des années 1980 et Jean-Paul Béchat à partir de 1986.

Il faut aussi insister sur les contributions essentielles apportées à l'évolution des techniques de production par Emile Tétard, Maurice Lebouc, Francis Folin, Henri Laborde-Dessus, André Broudeur, qu'ils aient été directeurs industriels de leur société, directeurs d'usine ou ingénieurs en chef, ainsi que sur celle de Bernard Eslinger à la tête des études industrielles des sociétés Messier jusqu'au milieu des années 1980.

## ANNEXE 3.1

### LES ESSAIS D'INVESTIGATIONS SUR ATERRISSEURS AU CEV DE BRETIGNY (DE 1955 A 1980)

#### *Ouragan*

Essais d'endurance sur l'avion n°12 (train modifié) des pneumatiques destinés aux avions devant participer au concours NATO des intercepteurs légers, prévus pour utiliser des pistes en herbe. Décollages et atterrissages sur herbe à Brétigny, Melun-Villaroche et Les Mureaux.

Etude de la réponse des atterrisseurs au franchissement de bosses en vue de compléments éventuels à la norme Air 2004 D.

#### *Mystère IV A*

Mesures d'effort sur l'atterrisseur avant pour recouper la prédiction des calculs effectués selon la norme précitée.

#### *Mystère IV B*

Shimmy constaté au cours de roulages sur piste. Dû à une rigidité insuffisante de la biellette de liaison du tube tournant à l'anti-shimmy. Modification apportée pour la série.

#### *Nord 2501*

Mesures d'effort sur l'atterrisseur avant au cours d'atterrissages vent de travers suite à des criques et des ruptures au niveau de l'articulation de la fourche de roue sur le tube tournant. Ces mesures conduisirent au renforcement de cette zone et au remplacement pour la roue du magnésium par de l'alliage d'aluminium.

Par ailleurs, les attaches de la contrefiche sur la jambe et sur la structure avion furent aussi renforcées suite à cette campagne.

#### *Mirage III*

Après plusieurs éclatements de pneus au décollage avec réservoirs externes, survenus en escadre, essais entrepris dans cette configuration. Mise en évidence de la surcharge très importante (40% de la charge statique) au moment de la rotation en tangage qui précède le décollage. Cette rotation était obtenue par le braquage « à cabrer » des élevons, créant donc un effort vers le bas (déportance). Les élevons se trouvant proches du centre de gravité de l'avion (et des atterrisseurs principaux) leur faible bras de levier impliquait une valeur de la déportance beaucoup plus élevée que sur un avion classique dont la gouverne de profondeur est bien plus éloignée du centre de gravité. A l'époque l'ampleur de cette surcharge avait surpris la Direction Technique de Dassault. Les éclatements se produisaient donc dans des conditions de vitesse et de charge bien supérieures à celles des essais d'homologation des pneus, au CEAT. Décision fut prise d'une part, de renforcer les pneus par augmentation du nombre de plis de leur carcasse et d'autre part, de réviser les conditions des essais d'homologation.



### *Caravelle – Ingestion d'eau par les réacteurs*

Des extinctions de réacteurs s'étant produites outre-mer au cours de décollages sur piste inondées par les orages, il fut décidé d'étudier le phénomène en procédant à des essais en vraie grandeur. Les épaisseurs d'eau à reproduire avaient été fixées à 25 mm. Il fallait donc réaliser un bassin permettant une telle profondeur d'eau sur 500 mètres de long, avec des parois assez souples pour ne pas endommager l'avion qui devait le traverser, poussé par ses moteurs au régime de décollage. Une première tranche d'essais fut entreprise avec des murets en argile, mais elle se heurta à de sérieuses difficultés de réalisation, réclamant 3 heures de préparation. Ce procédé fut donc abandonné au profit de profilés de néoprène en forme de cornière, vissés sur la piste.

Le passage de l'avion dans le bassin mit en évidence les gerbes d'eau soulevées par l'atterrisseur avant et longeant le fuselage pour aller pénétrer dans les réacteurs, ces derniers réagissant violemment. Depuis cet essai fut réédité sur un grand nombre de types d'avion : Falcon, Transall C 160, Fouga « Magister », Concorde, Alphajet, Airbus. De nombreuses photos ont été prises.

Ces campagnes d'essais permirent en outre de démontrer l'efficacité des pneus à déflecteurs incorporés, dits pneus à bavettes, montés sur les atterrisseurs avant. Ces déflecteurs déviaient les projections d'eau, les écartant ainsi des zones dangereuses pour les moteurs.

## ANNEXE 3.2

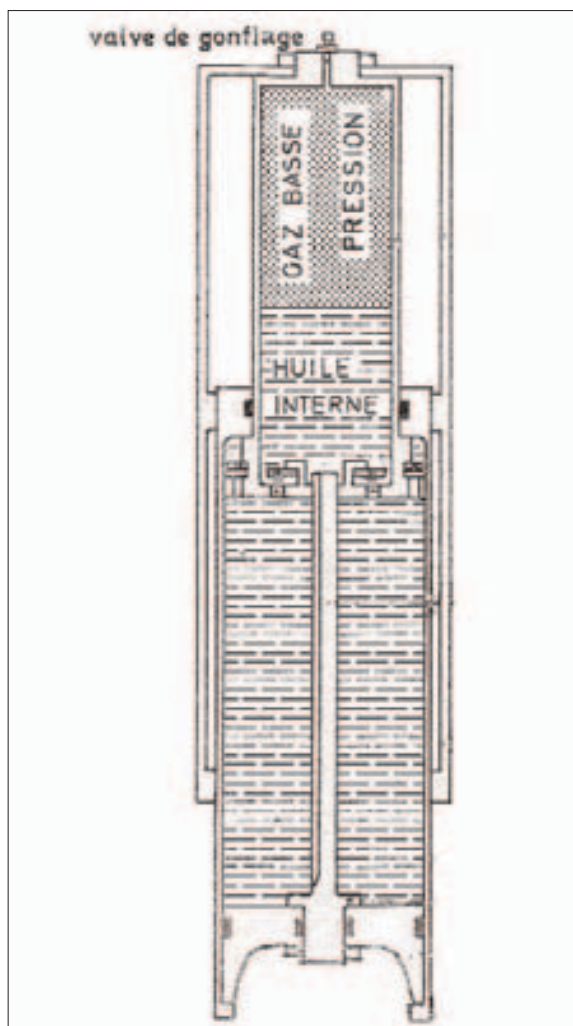
### ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 3

#### LISTE DES FIGURES

*Sauf exceptions indiquées, toutes ces figures sont de source Messier-Dowty*

- 3-1 : Coupe schématique d'un amortisseur oléo-pneumatique
- 3-2 : Coupe d'un verrouillage à griffes
- 3-3 : Caisson de l'atterrisseur principal DOP du SE 2010 « Armagnac »
- 3-4 : Atterrisseur principal du Mirage III E
- 3-5 : Diagramme type effort-course d'un amortisseur oléo-pneumatique
- 3-6 : Premières pièces acier à très haute résistance sur atterrisseur principal Gerfaut
- 3-7 : Cinématique à pivotement de roues au relevage de l'atterrisseur principal du Mirage F1
- 3-8 : Atterrisseur principal du Jaguar
- 3-9 : Atterrisseur principal à pivotement de roue au relevage du Rafale
- 3-10 : Atterrisseur avant du Rafale Marin
- 3-11 : Epure CAO de relevage de l'atterrisseur principal du Rafale
- 3-12 : Atterrisseur principal du Transall C 160
- 3-13 : Atterrisseur principal du Mirage IV
- 3-14 : Atterrisseur principal de Caravelle
- 3-15 : Atterrisseur principal de Concorde
- 3-16 : Atterrisseur avant de Concorde
- 3-17 : Atterrisseur principal de l'Airbus A300
- 3-18 : Maillage éléments finis de la jambe avant de l'A320
- 3-19 : Atterrisseur principal de l'A310
- 3-20 : Atterrisseur principal de l'AS 332 sur toboggan du CEAT (*source DGA/CEAT*)
- 3-21 : Machine de chute de George Messier
- 3-22 : Machine de chute « 125 tonnes » du CEAT (*source DGA/CEAT*)
- 3-23 : Essai photostress du caisson avant de l'A340
- 3-24 : Essai d'ingestion d'eau du Falcon 900 (*source CEV de Brétigny-sur-Orge*)
- 3-25 : Caisson atterrisseur A300 sortant du four de traitement thermique à bain de sel
- 3-26 : Fraiseuse multibroches à portique mobile de l'usine de Bidos
- 3-27 : Atelier de traitement de surface de l'usine de Bidos

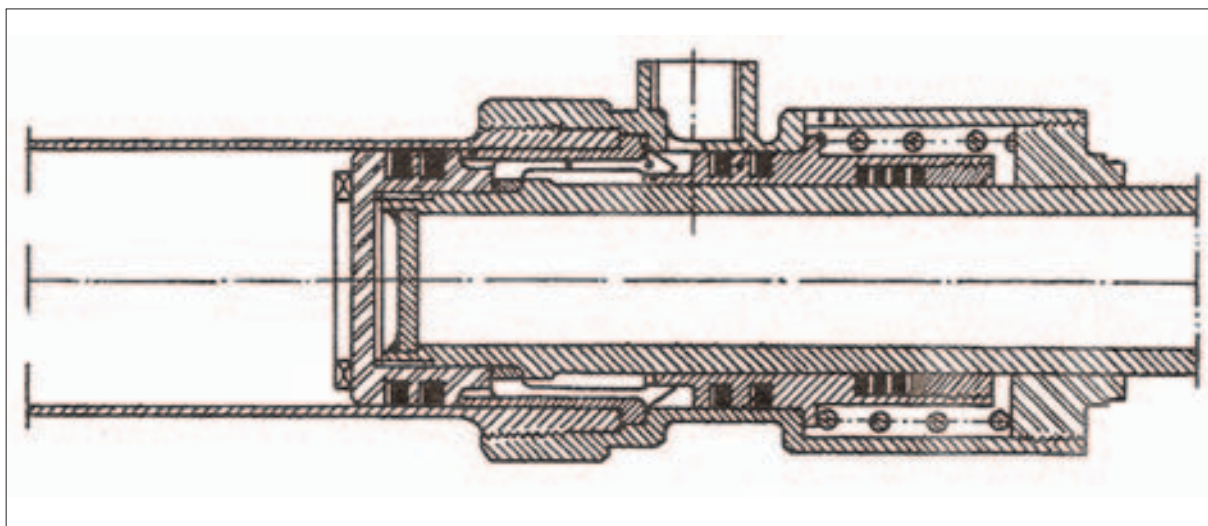
*Les photographies et images de source Messier-Dowty reproduites dans cet ouvrage sont la propriété exclusive de cette société et ont été publiées avec son accord. Leur utilisation et leur reproduction sont interdites sauf l'autorisation préalable et écrite de Messier-Dowty.*



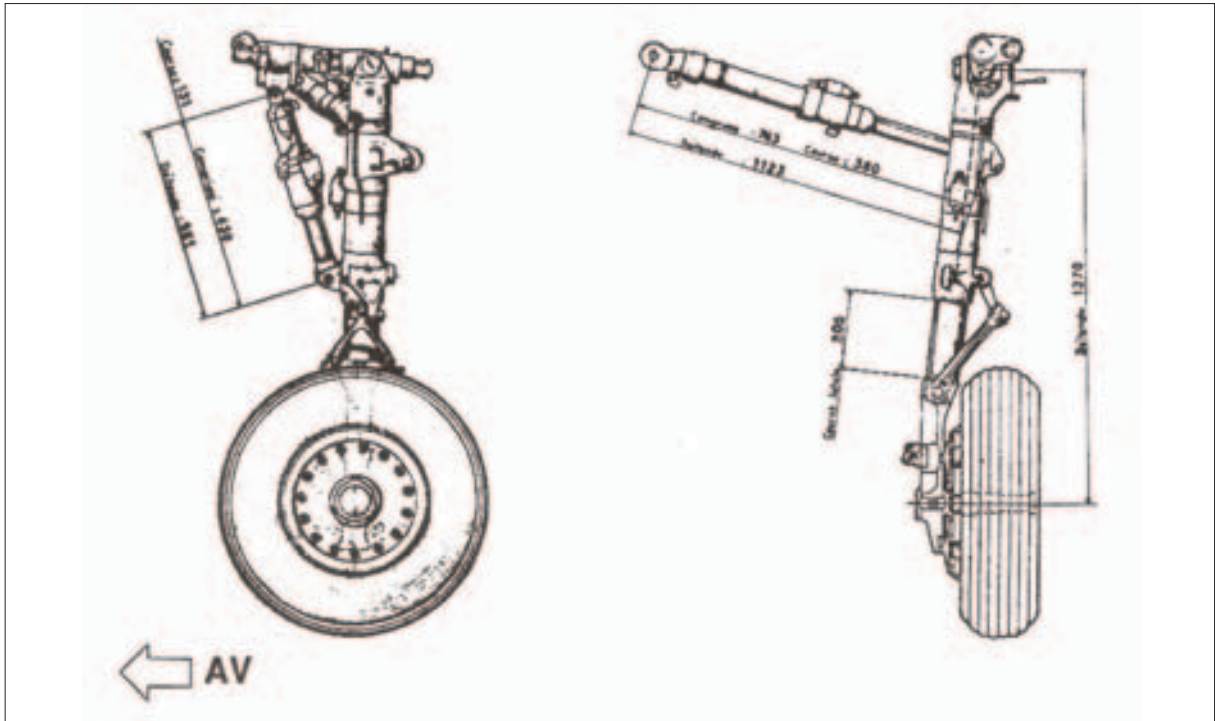
3-1 : Coupe schématique d'un amortisseur oléo-pneumatique (source Messier-Dowty)



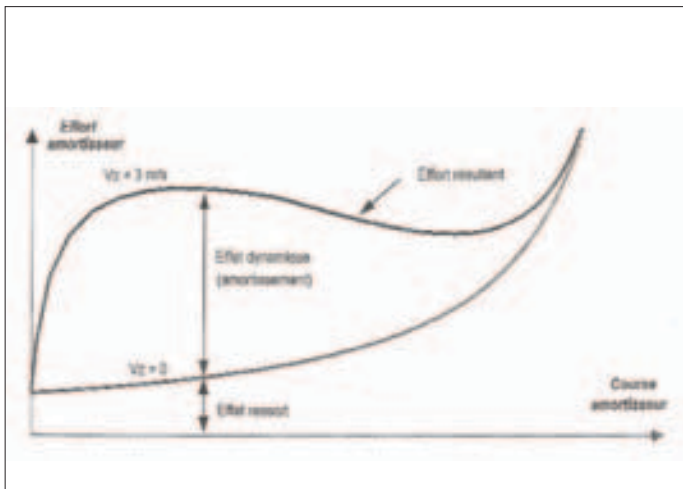
3-3 : Caisson de l'atterrisseur principal DOP du SE 2010 " Armagnac " (source Messier-Dowty)



3-2 : Coupe d'un verrouillage à griffes (source Messier-Dowty)



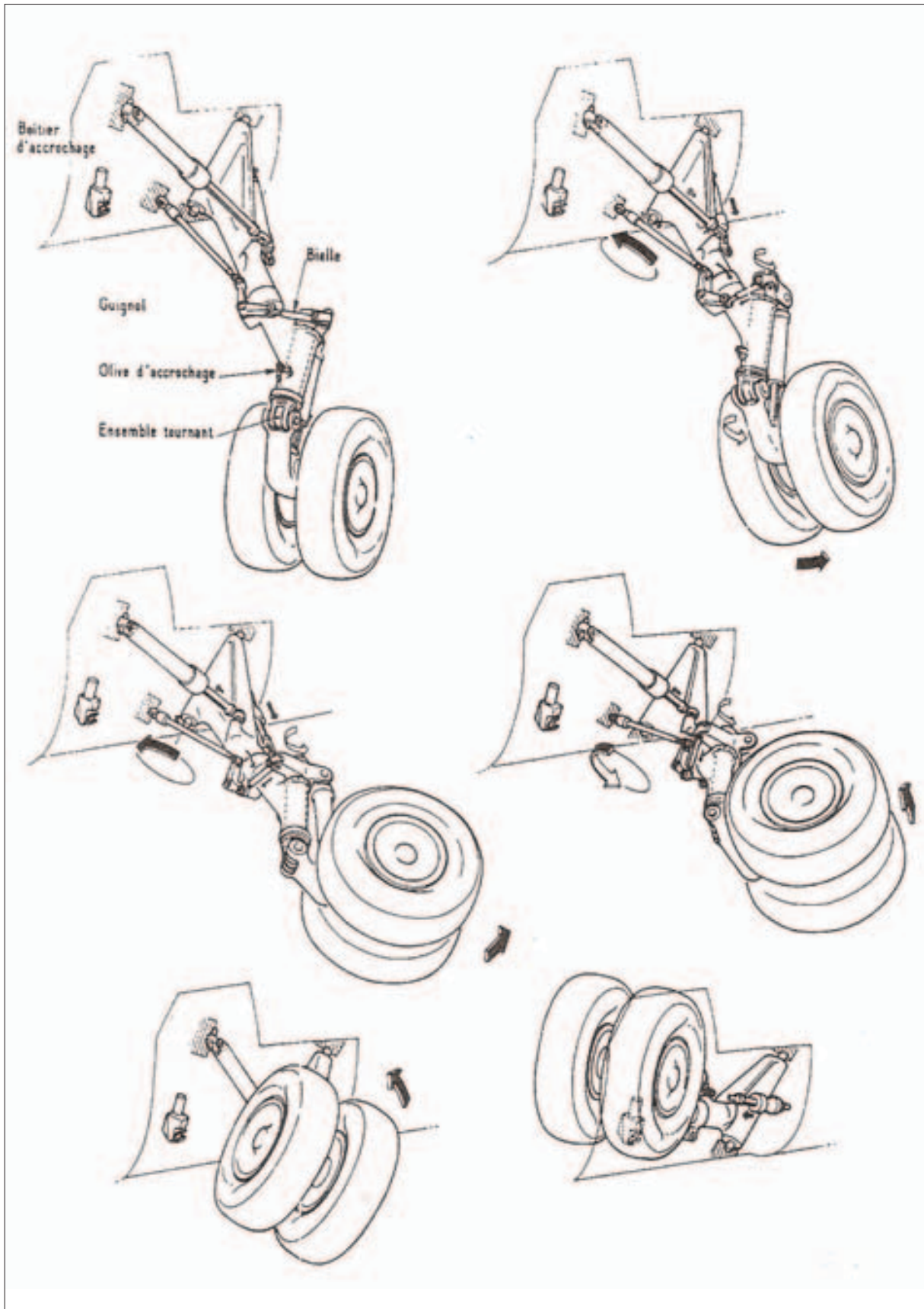
3-4 : Atterrisseur principal du Mirage III E (source Messier-Dowty)



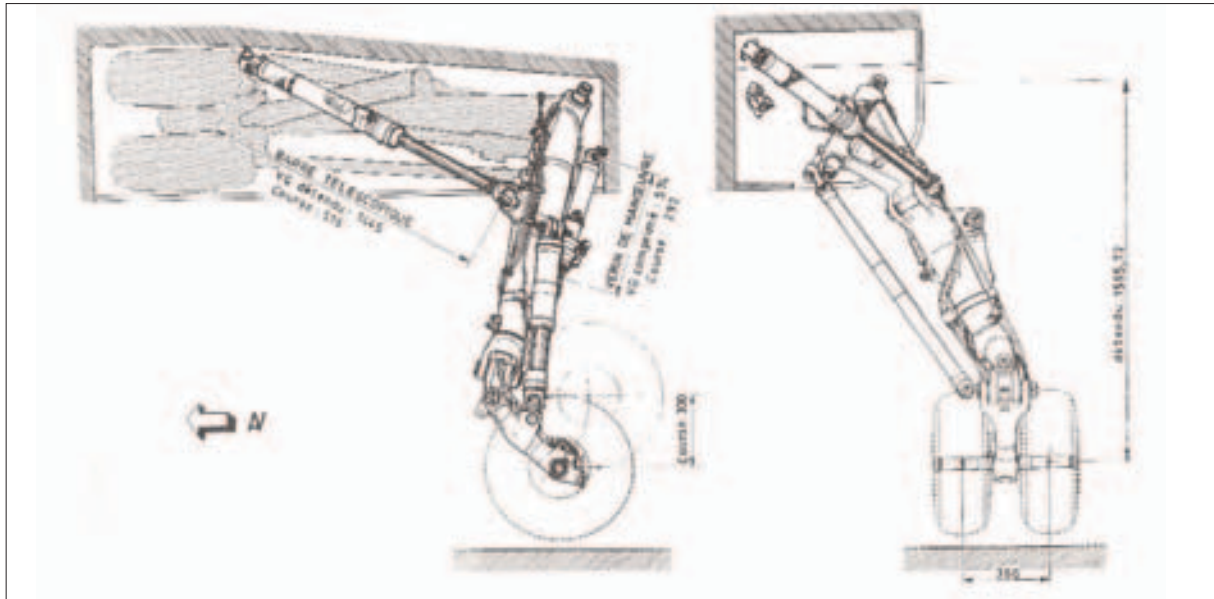
3-5 : Diagramme type effort-course d'un amortisseur oléo-pneumatique (source Messier-Dowty)



3-6 : Les premières pièces en acier à très haute résistance, sur l'atterrisseur principal du Gerfaut (source Messier-Dowty)



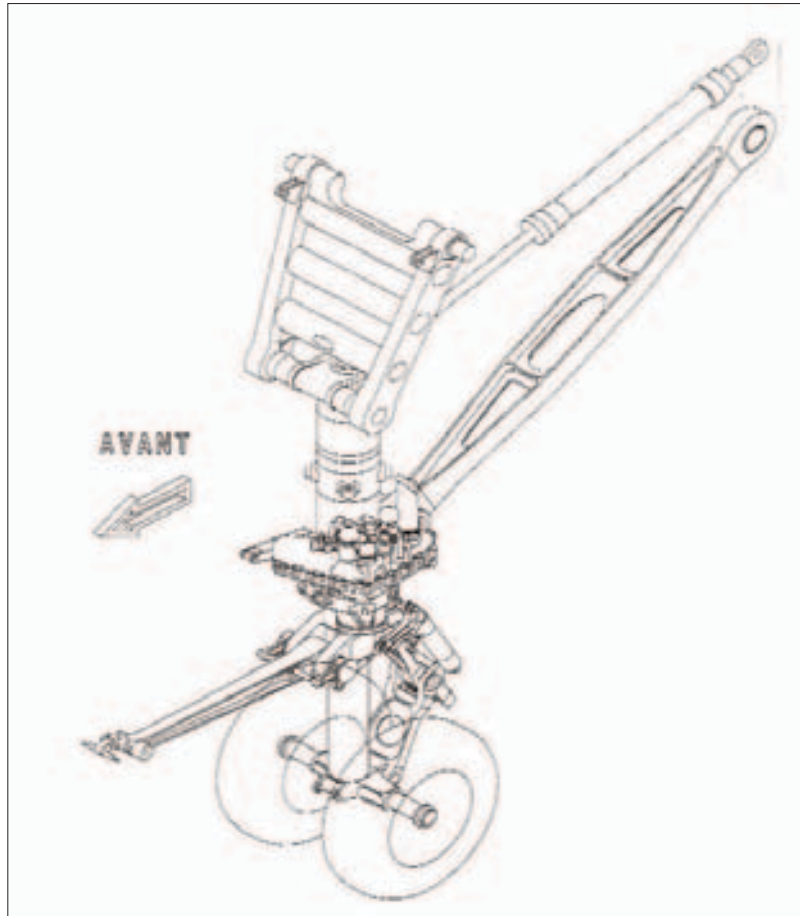
3-7 : Cinématique à pivotement de roues au relevage de l'atterrisseur principal du Mirage F1 (source Messier-Dowty)



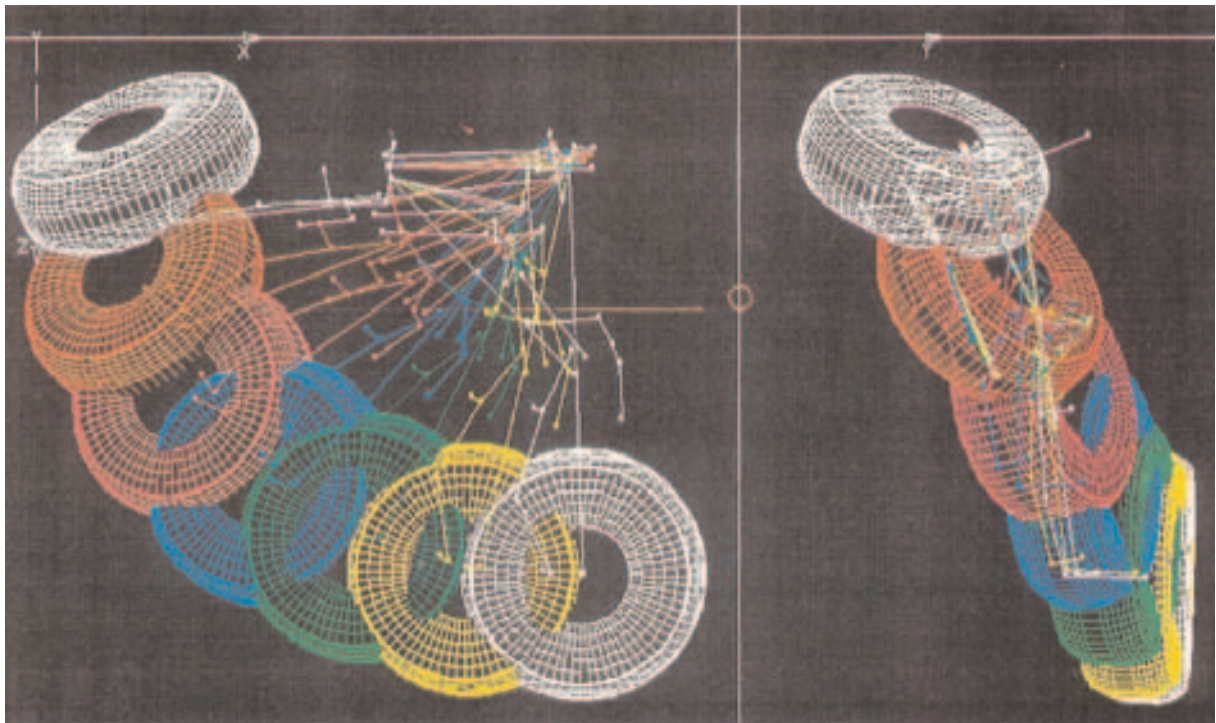
3-8 : Atterrisseur principal du Jaguar (source Messier-Dowty)



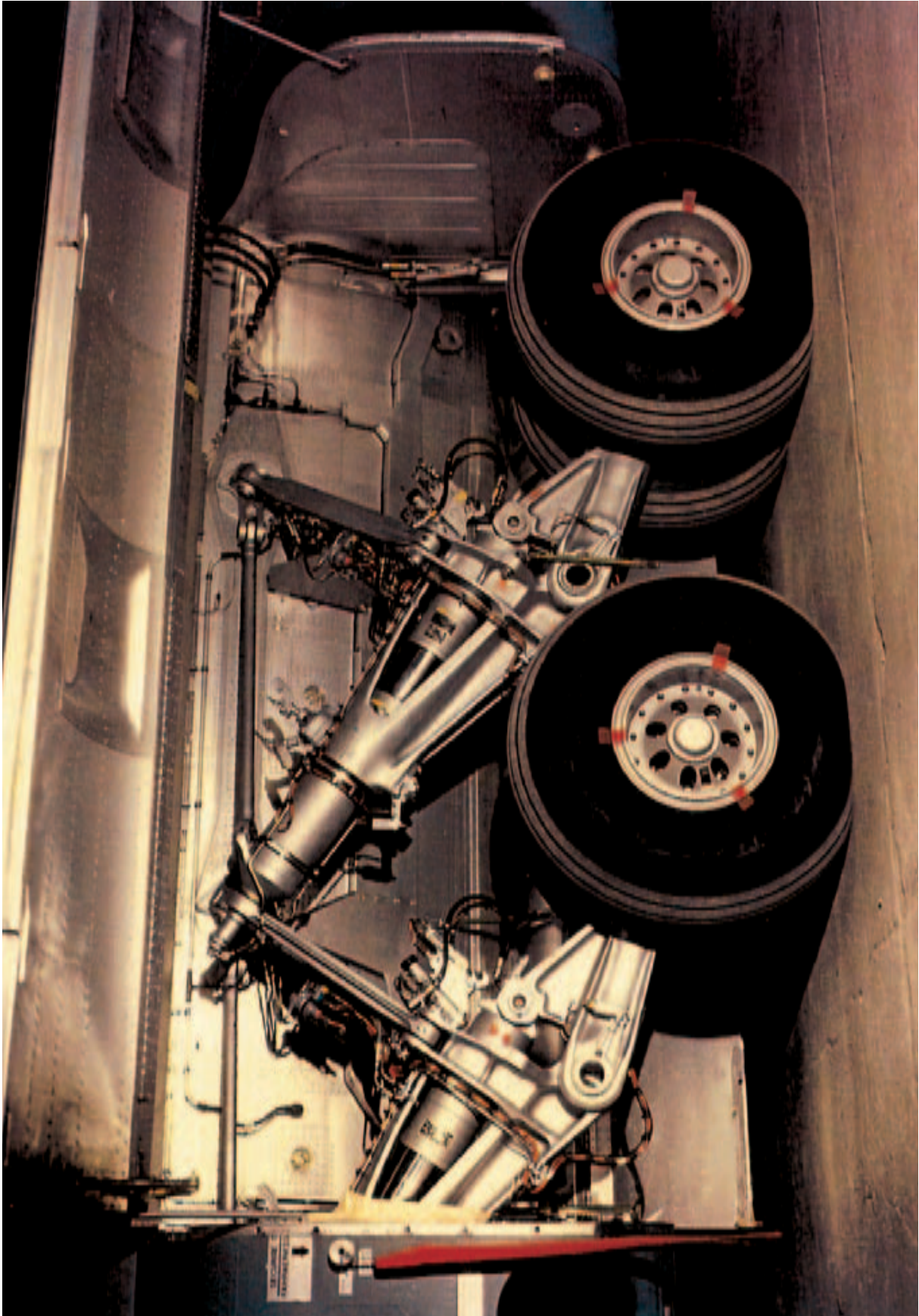
3-9 : Atterrisseur principal à pivotement de roue au relevage du Rafale (source Messier-Dowty)



3-10 : Atterrisseur avant du Rafale Marin (source Messier-Dowty)

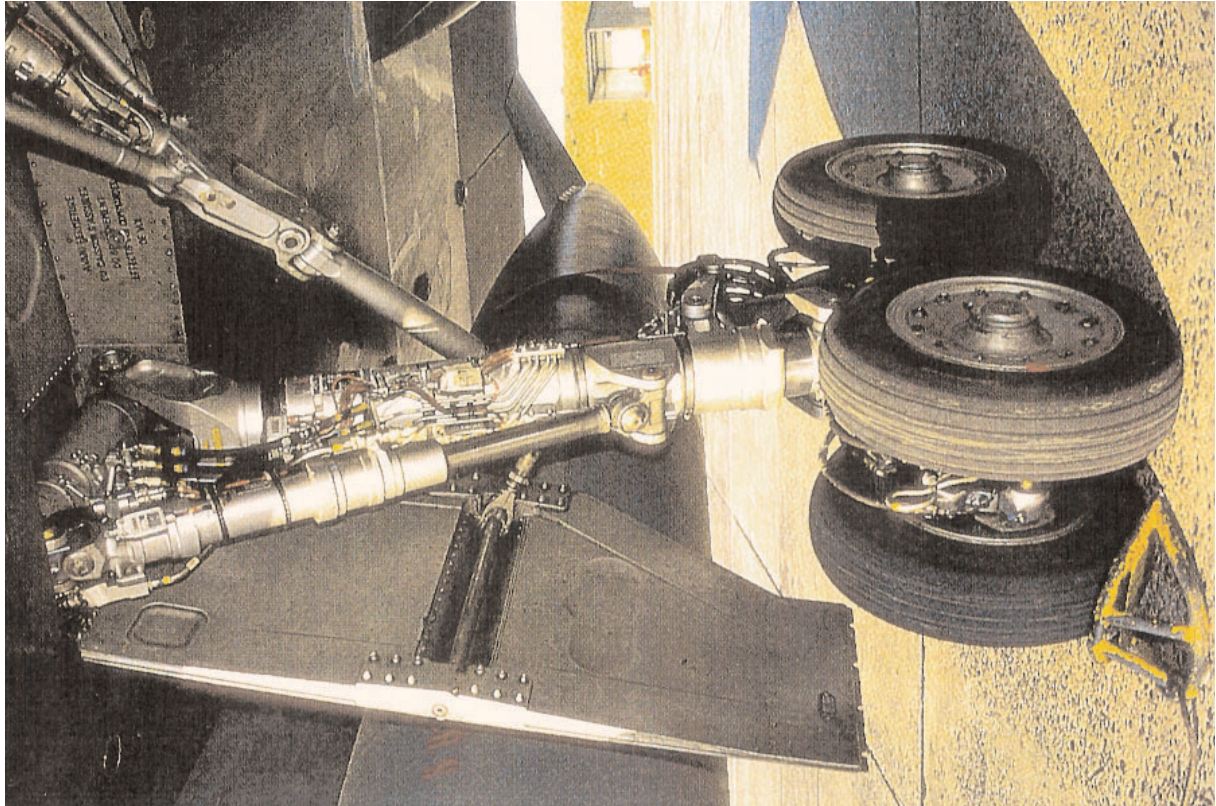


3-11 : Epure CAO de relevage de l'atterrisseur principal du Rafale (source Messier-Dowty)

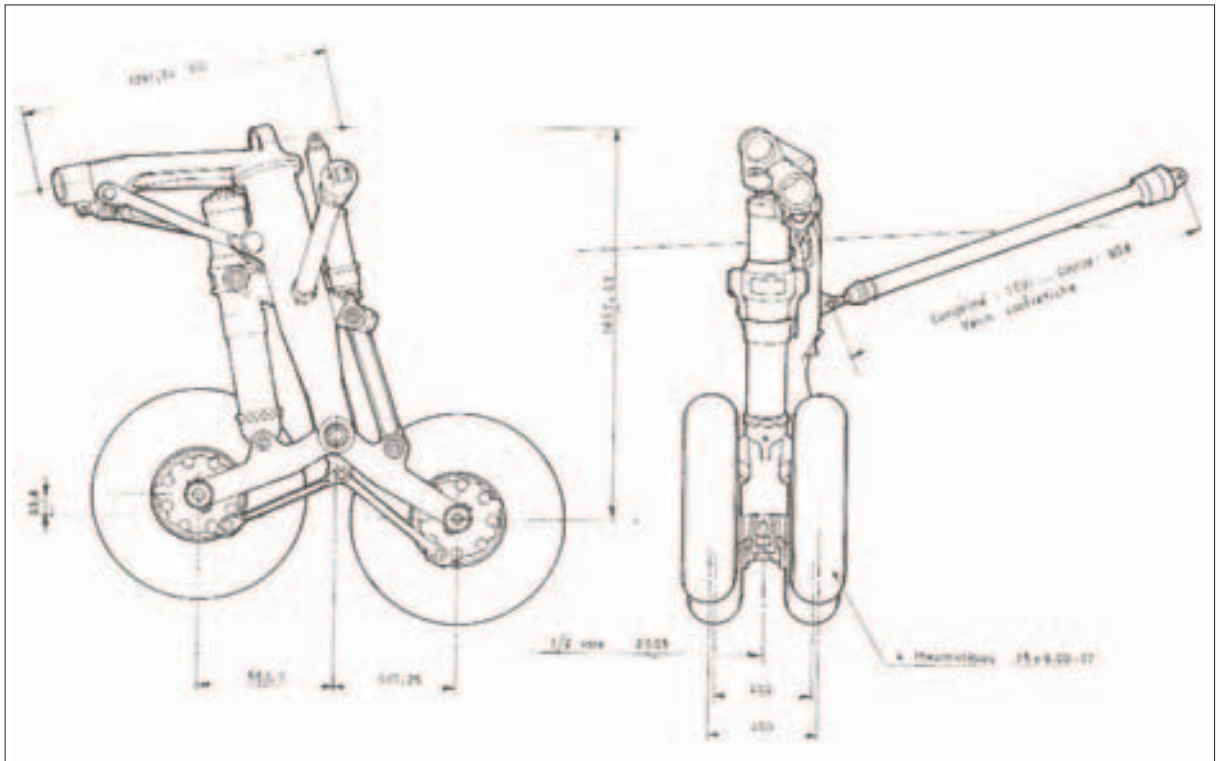


3-12 : Atterrisseur principal du Transall C 160 (source Messier-Dowty)





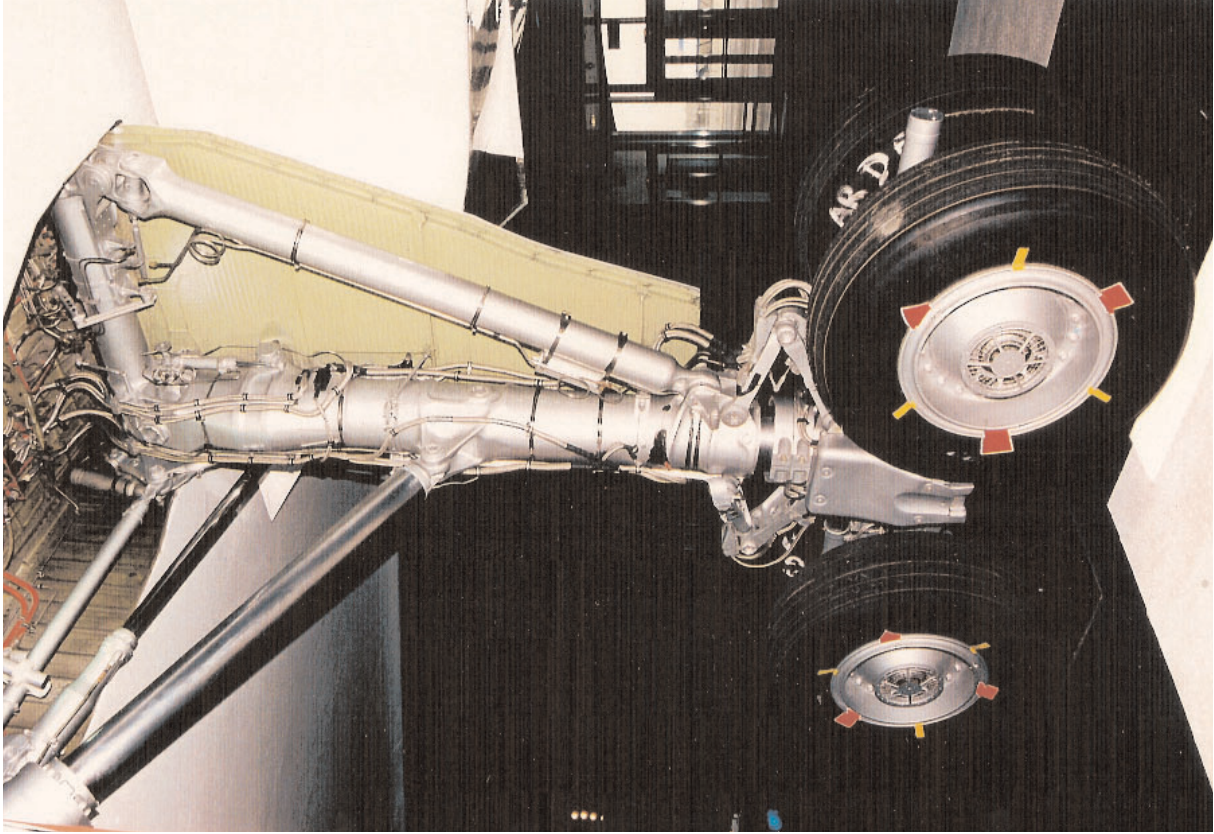
3-13 : Atterrisseur principal du Mirage IV (source Messier-Dowty)



3-14 : Atterrisseur principal de Caravelle (source Messier-Dowty)



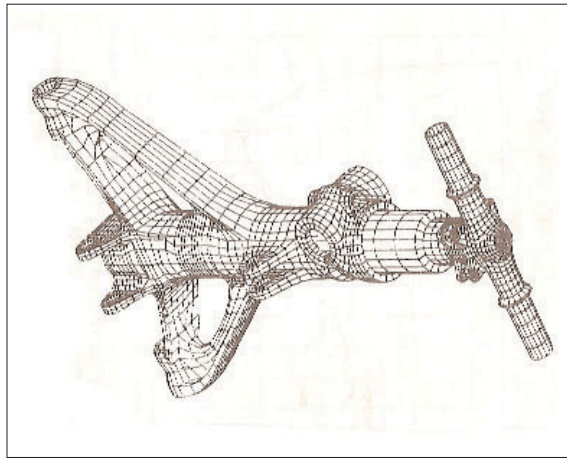
3-16 : Atterrisseur avant de Concorde (source Messier-Dowty)



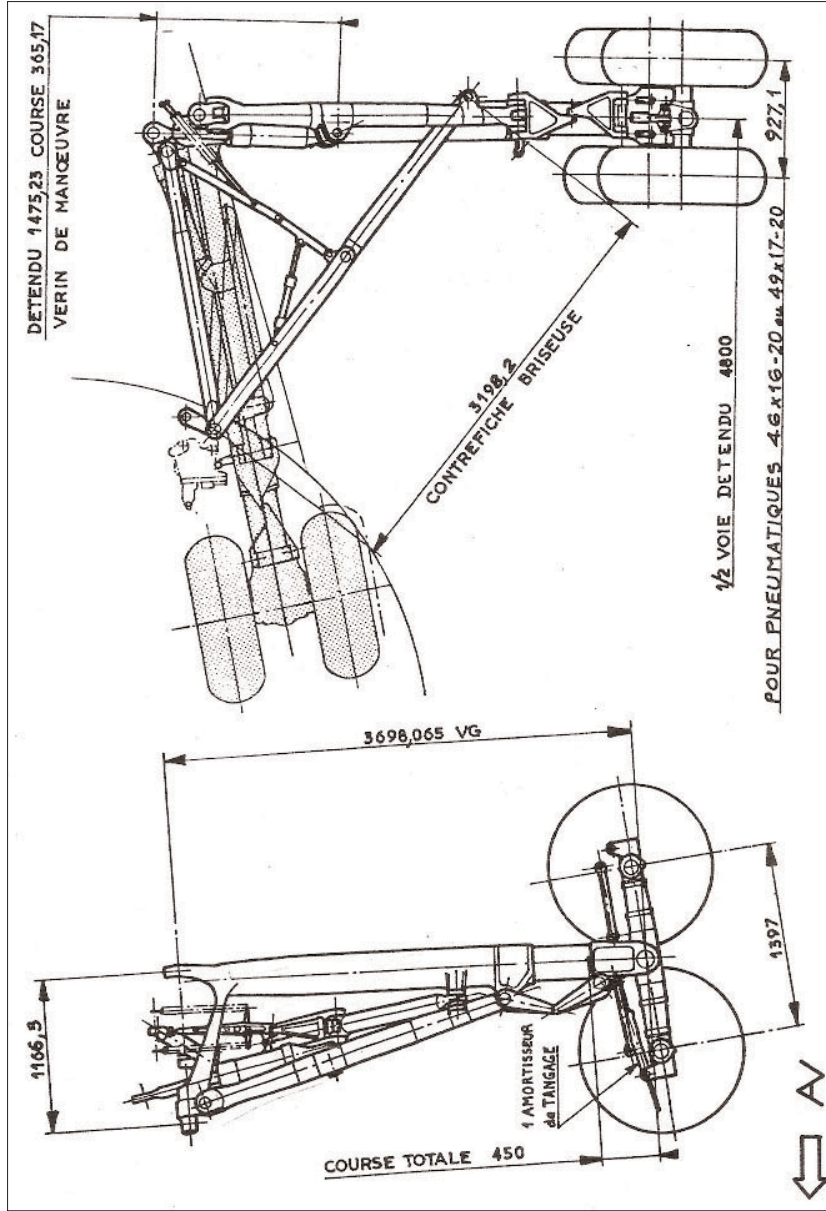
3-15 : Atterrisseur principal de Concorde (source Messier-Dowty)



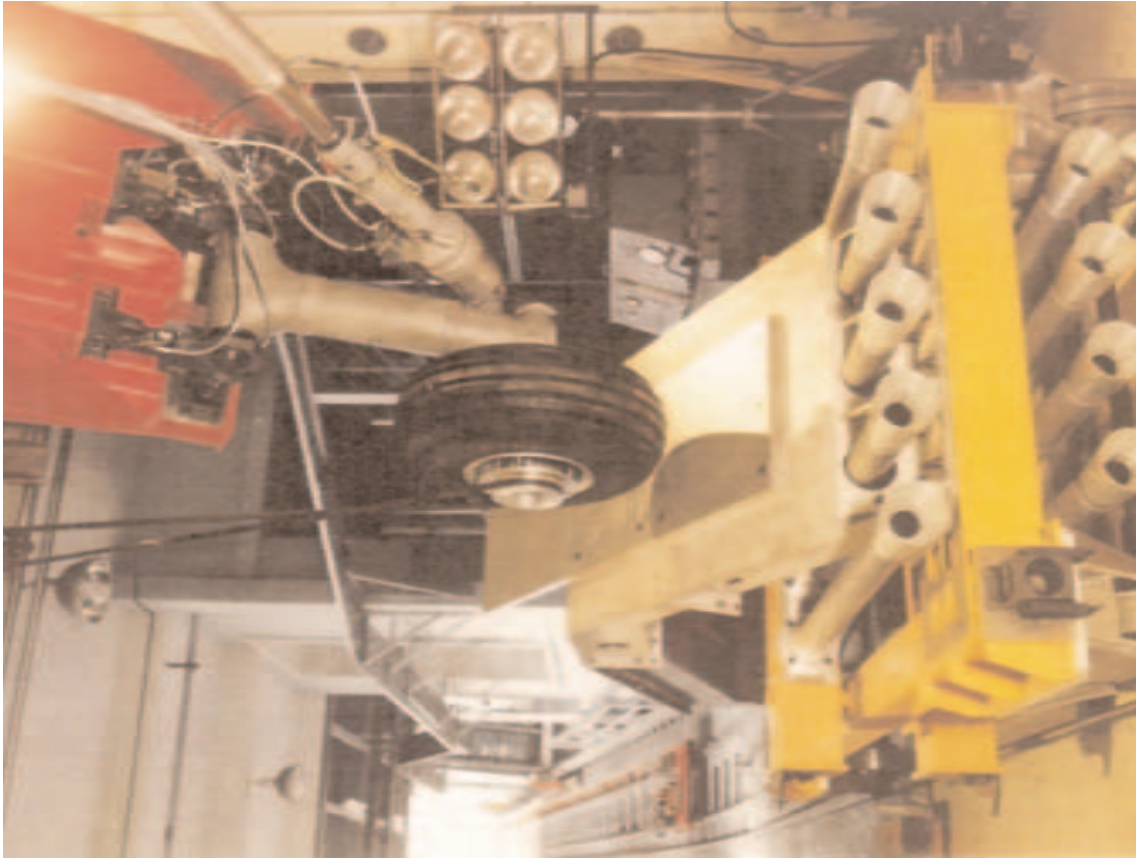
3-17 : Atterrisseur principal de l'Airbus A300 (source Messier-Dowty)



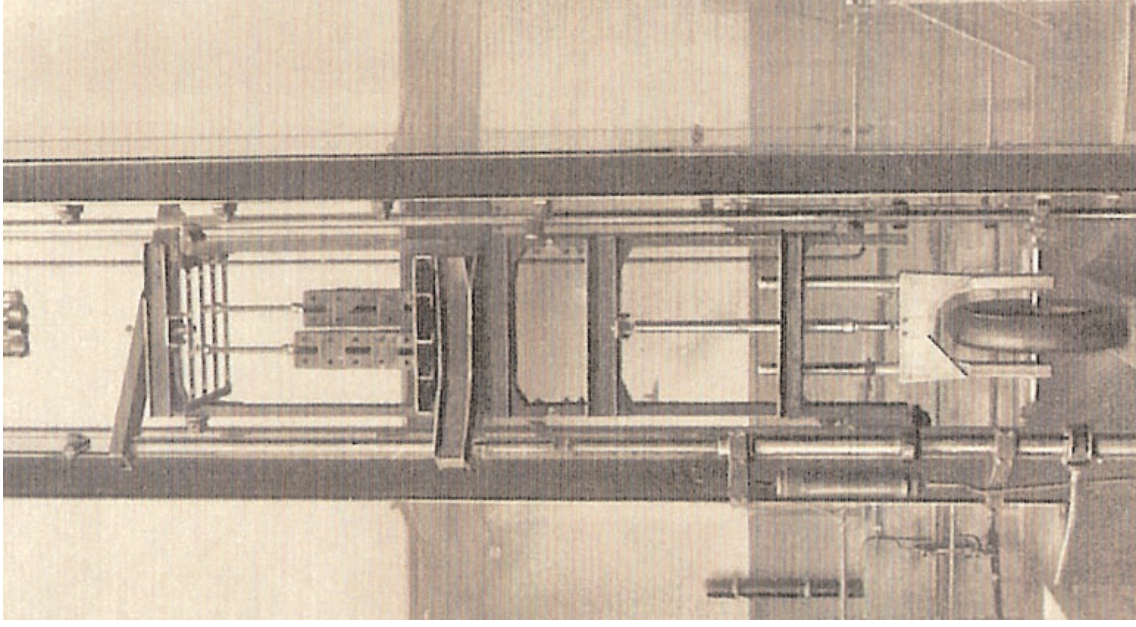
3-18 : Maillage éléments finis de la jambe avant de l'A320 (source Messier-Dowty)



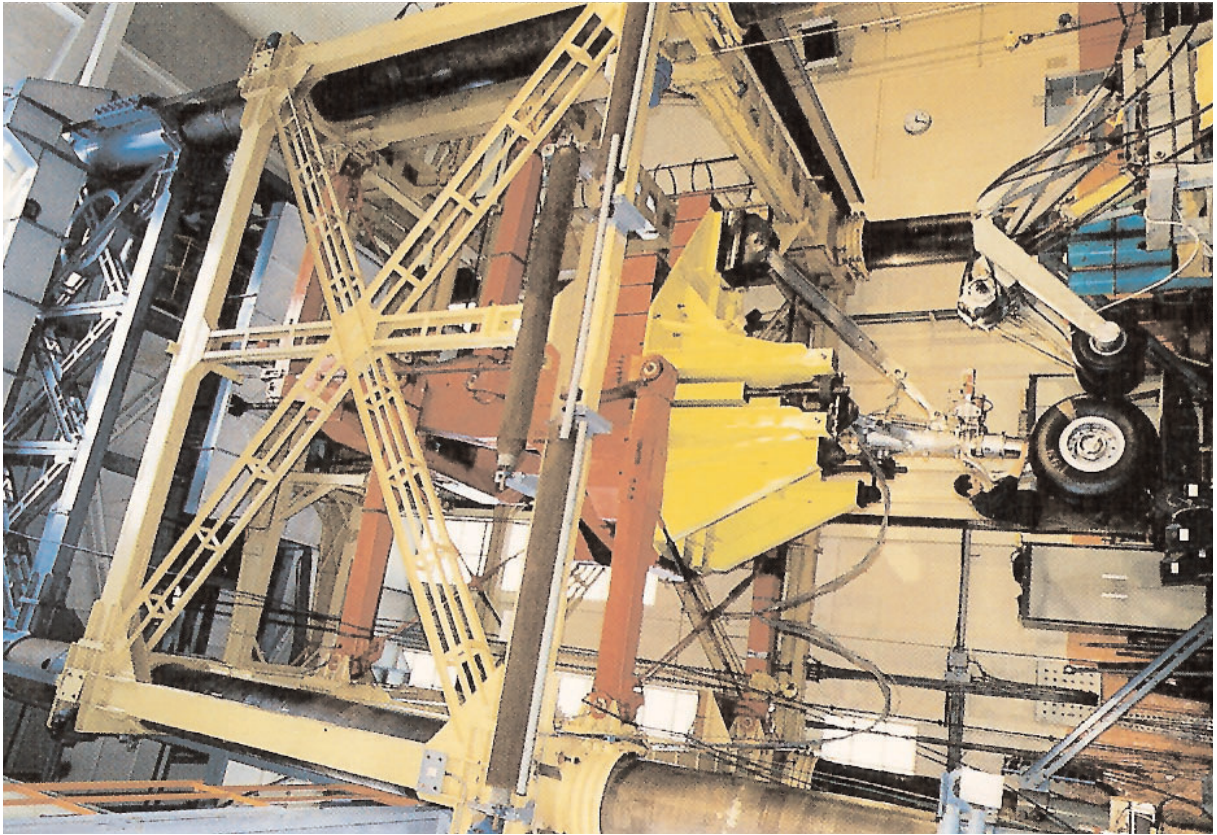
3-19 : Atterrisseur principal de l'A310 (source Messier-Dowty)



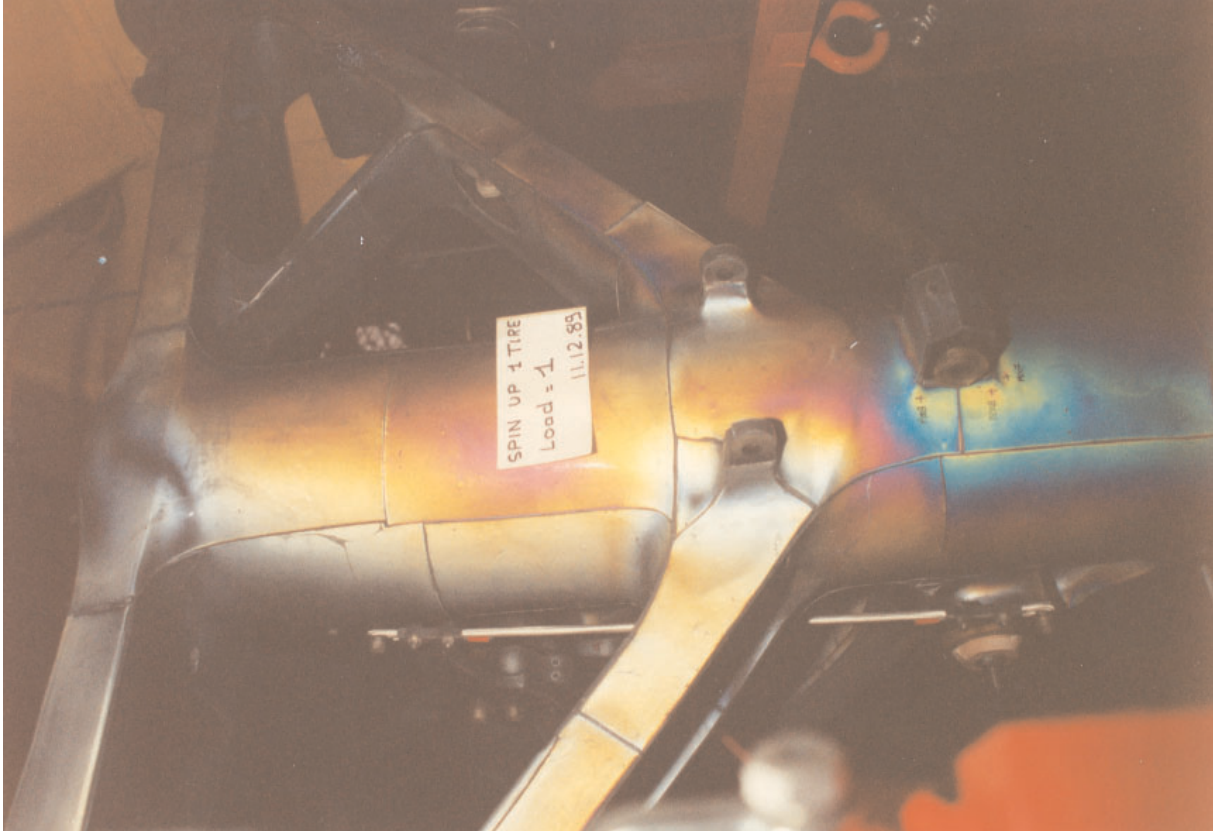
3-20 : Atterrisseur principal de l'AS 332 " Super Puma " sur le toboggan du CEAT (source DG/CEAT)



3-21 : Machine de chute de George Messier (source Messier-Dowty)



3-22 : Machine de chute " 125 tonnes " du CEAT (source DGA/CEAT)



3-23: Essai photostress du caisson avant de l'A340 (source Messier-Dowty)



3-24 : Essai d'ingestion d'eau du Falcon 900 (source CEV de Brétigny-sur-Orge)



3-25 : Caisson de l'atterrisseur A300 sortant du four de traitement thermique à bain de sel (source Messier-Dowty)



3-26 : Fraiseuse multibroches à portique mobile de l'usine de Bidos (source Messier-Dowty)



3-27 : Atelier de traitement de surface de l'usine de Bidos (source Messier-Dowty)



## CHAPITRE 4

### LE FREINAGE DES AVIONS

Le chapitre 4 est consacré au freinage des avions et aux matériels directement impliqués dans cette fonction. Ce sont les freins, les roues, la commande et la régulation de freinage. Fonctionnellement, l'ensemble de ces matériels constitue le système de freinage. Le freinage des avions a considérablement évolué sur la période 1945-1995, avec au premier chef l'avènement des freins carbone et l'introduction d'un nouveau principe de régulation de freinage. C'est aussi, parmi les systèmes associés au train d'atterrissage, celui qui a sans doute le plus bénéficié du soutien de l'État, surtout dans la période de démarrage des freins carbone, mais aussi lors des nombreux travaux de recherche et de mise au point relatifs à diverses solutions de régulation de freinage.

Ce chapitre a été écrit à partir de contributions d'hommes qui, en France, ont été des acteurs essentiels dans le développement, aussi bien des roues et freins, que des systèmes de freinage :

- Claude Marcheron, ancien ingénieur en chef du département freinage chez Hispano-Suiza, puis chez Messier-Hispano-Bugatti, pour la période 1950-1982, donc essentiellement pour les freins aciers et l'introduction du SPAD et des freins carbone
- Jean Guichard, qui lui succéda, principalement pour le développement des freins carbone en France, qu'il vécut pendant près de vingt ans, et pour le développement du SPAD. En outre, il a effectué un travail de mémoire couvrant la période 1960-1990, et notamment l'importante activité propre à la société Messier dans ce domaine, jusqu'au début des années 1970.

De plus, nous avons intégré dans ce chapitre l'historique du développement du matériau carbone Sepcarb pour freins d'avions, écrite par Pierre Bétin, Adolphe Le Hen et Jean-Jacques Choury qui, au sein de la SEP, en furent les grands artisans.

Egalement pour les freins, nous avons rapporté, plus ponctuellement, les souvenirs de Pierre Dal Soglio, qui s'occupa un temps du freinage chez Messier, pour la tentative de disques en béryllium et les premiers essais d'utilisation du carbone par cette société. Pour la régulation de freinage, nous avons introduit le témoignage de Thierry Lasbleis sur la charnière analogique-numérique.

#### CONSIDERATIONS GENERALES SUR LE FREINAGE DES AVIONS

Un avion doit avoir la capacité d'effectuer un certain nombre de manœuvres au sol.

Avant le vol :

- roulage à faible vitesse, dit taxiing, du parking vers la piste
- roulage à vitesse élevée précédant le décollage.

Après le vol :

- atterrissage et freinage

- taxiing de la piste vers le parking.

Pour toutes ces manœuvres, il est nécessaire que le train d'atterrissage, qui supporte le poids de l'avion, permette le roulage et le freinage par l'intermédiaire de roues équipées de pneumatiques et de freins.

Les freins sont apparus relativement tôt sur les avions. Ainsi le Voisin LAS de 1915 était équipé de freins à tambour commandés par des câbles. De fait, au fur et à mesure que les vitesses de décollage et d'atterrissage augmentaient avec la masse de ces « machines volantes », leur freinage à l'atterrissage devenait de plus en plus nécessaire. Ce besoin fut encore accentué par l'avènement de la propulsion par réaction. Les vitesses ont atteint alors des valeurs très élevées : près de 250 km/h à l'atterrissage, de l'ordre de 400 km/h au décollage, parfois jusqu'à 500. Quant aux masses, elles ont largement dépassé les 10 t sur maints avions de combat, et les 100 t sur les gros avions commerciaux. Toutes ces évolutions ont naturellement accru de façon considérable l'énergie cinétique à absorber au freinage.

Certes, le freinage des roues n'est pas le seul à contribuer au freinage de l'avion. En effet, interviennent également le freinage aérodynamique (traînée de l'avion, aérofreins et même parachute de queue dans certains cas) et l'inversion de poussée des réacteurs (apparue dans les années 1960). Toutefois le freinage des roues est prépondérant et devient même le seul efficace dès que la vitesse a commencé à décroître. En outre, pour des raisons de sécurité, ni l'inversion de poussée ni les aérofreins ne sont pris en compte pour le dimensionnement des freins de roues.

Il faut cependant reconnaître que les roues et freins, comme les atterrisseurs, constituent un poids mort pendant le vol. Par conséquent il a existé de tout temps une forte pression des avionneurs pour obtenir de hautes performances massiques (énergie absorbée par kg de frein de plus en plus grande). Pour répondre à cet impératif, les fabricants de freins aéronautiques ont constamment remis en cause leurs technologies à travers de nombreux travaux de recherche et d'expérimentation en laboratoire et même sur avions.

Quant aux concepteurs/fabricants spécialisés, plusieurs sociétés se partageaient le marché après la seconde guerre mondiale : Messier, DOP, SAMM, MAP et la division atterrisseurs de la SNCAC (Société Nationale de Construction Aéronautique du Centre, dite Aérocentre). A la suite de regroupements divers et de disparitions, il ne restait dans les années 1950 que deux sociétés : Messier et Hispano-Suiza, cette dernière ayant repris les activités atterrisseurs de l'Aérocentre.

## LES ROUES D'AVION

### *Généralités*

En fonction des sols sur lesquels l'avion doit opérer, l'effet d'empreinte (c'est à dire de résistance des sols) conduit, dès l'origine de la conception de l'avion, à un choix de pneumatiques (dimension, nombre, disposition géométrique, pression de gonflage), donc à une dimension des roues et à un encombrement maximal admissible des freins. Il s'agit là d'un choix de base pour l'avion, d'autant plus que ce sont les pneumatiques et les roues qui introduisent les efforts d'atterrissage et de

manœuvre au sol sur les atterrisseurs, qui eux-mêmes les transmettent à la structure de l'avion.

En conséquence, la résistance des roues et leur tenue en fatigue sont cruciales. Elles sont homologuées par des essais statiques et des essais de roulage sur des machines spéciales, dites machines de roulage. Très tôt le CEAT s'est doté de telles machines, capables d'exercer des efforts élevés, ce qui a constitué une aide importante pour les constructeurs. En plus de leurs essais propres, les roues, équipées de leur pneumatique, sont associées aux essais de freinage, car pour le freinage c'est toujours l'ensemble roue, frein et pneumatique qui est homologué, notamment par des essais sur dynamomètres.

### *L'évolution technologique des roues*

Après la deuxième guerre mondiale, les roues étaient en alliage de magnésium coulé (jusqu'au Mirage III et les premières Caravelle). Elles étaient souvent dessinées avec un rebord amovible maintenu en place, après montage des pneumatiques, par un jonc circulaire. (ce type de roue a perduré comme le montre la figure 4-9 où il est associé à un frein carbone). Le magnésium était intéressant par sa légèreté et sa résistance aux dommages, mais étant sensible à la corrosion, de nombreuses criques sont apparues dans la gorge du jonc. Dans les années 1950/60 on tolérait à cet endroit des criques allant jusqu'à plusieurs dizaines de millimètres. On a donc peu à peu abandonné le magnésium pour arriver à l'alliage léger AU2GN. Le passage à l'AU2GN fut accéléré par l'accident de Zurich, survenu sur une Caravelle de Swissair au début des années 1960, qui causa la mort d'une centaine de passagers et dont les circonstances sont rappelées dans l'encadré ci-dessous.

L'hypothèse initiale, pour expliquer l'accident, avait mis en cause le matériau des roues. En effet des incendies avaient eu lieu en atelier d'usinage du magnésium. Cependant de nombreux essais réalisés au CEAT ont permis de prouver que, si les copeaux de magnésium sont facilement inflammables, ce n'est pas le cas des pièces massives. Finalement, l'explication fut que l'échauffement des freins s'était propagé aux pneus, conduisant à une augmentation excessive de la pression de leur gaz de gonflage et, en conséquence, à leur éclatement. Il fut donc décidé de munir les roues de fusibles thermiques permettant aux pneus de se dégonfler en cas de température excessive.

#### L'ACCIDENT DE LA CARAVELLE DE SWISSAIR À ZURICH

Par un brouillard épais le pilote essaya de dégager un « tunnel » de décollage en faisant fonctionner les réacteurs à la puissance maximale, *tout en roulant freins serrés* (contrairement à la procédure qui prévoit de procéder à des points fixes successifs). Ceci entraîna un échauffement énorme des freins, donc une température très élevée conduisant à l'éclatement des pneus une fois le train rentré dans la soute. Cet éclatement provoqua la rupture d'une tuyauterie de kérosène, un incendie, la perte du gouvernail de profondeur par destruction de sa timonerie et, corrélativement, la chute de l'avion.

Sur les versions suivantes de Caravelle (50T et 52T) le magnésium des roues céda néanmoins la place à l'AU2GN, matériau qui avait été sélectionné pour les

basculeurs<sup>131</sup> des atterrisseurs principaux de Caravelle à la suite d'essais comparatifs de fatigue, menés au CEAT, entre les alliages légers AU4SG, AU2GN, AZ5GU et AZ8GU. L'AU2GN fut également retenu sur Concorde en raison de sa bonne tenue en température.

Par ailleurs, la conception à rebord amovible et jonc fut réservée aux roues de petites dimensions, jusqu'à 15 pouces<sup>132</sup>. Au delà on adopta une construction à deux demi-roues assemblées par des boulons (figure 4-9). Deux sortes de problèmes furent alors rencontrés et surmontés, notamment au début de l'exploitation des Airbus : contraintes résiduelles dans les demi-roues et fragilité des boulons.

Après de nombreuses séries d'essais en fatigue, les boulons, fournis à l'origine par la société Voi-Shan aux USA, furent fabriqués, avec la qualité requise, par la société française Blanc Aéro. Quant aux contraintes résiduelles, qui concernaient essentiellement les matricés fournis par Alcoa aux USA, elles furent maîtrisées<sup>133</sup> par Forgeal, qui remplaça alors le fournisseur américain.

L'AU2GN présentait malheureusement une faible tolérance à la propagation des criques, ce qui impliquait de renforcer la surveillance en utilisation. Par conséquent sur l'A340, pour la demi-roue côté frein on retint l'alliage 2014 (A7U4SG) en raison de son bon comportement à chaud, et pour la demi-roue côté valve, plus épargnée par le flux thermique, le 7050 moins performant à chaud mais un peu plus résistant.

### *Les études et recherches sur les roues*

L'endurance requise pour les avions civils amena la remise en cause des modalités d'essai des roues pour, au delà des exigences traditionnelles des normes, les rendre plus représentatives des conditions réelles d'utilisation. En particulier il fallait reproduire les efforts latéraux, ce qui d'une part imposait la modification des machines de roulage, et d'autre part nécessitait la connaissance du spectre en utilisation de ces charges. Messier-Hispano-Bugatti lança des actions en ce sens.

Par ailleurs, si la roue est un corps de révolution de forme relativement simple, les efforts au sol y introduisent, par l'intermédiaire des pneumatiques, des contraintes qui, elles, n'ont pas cette symétrie axiale et dont le calcul n'est pas aisé. De plus, on s'est aperçu que, pour des efforts identiques, ces contraintes n'étaient pas les mêmes avec les pneus radiaux et avec les pneus conventionnels. Or il était fortement recommandé d'avoir des roues aptes à recevoir indifféremment ces deux types de pneus, tout en optimisant leur masse et leur endurance. Le besoin fut alors ressenti d'établir des méthodes de calcul par éléments finis et les valider par des essais sur machine.

Ultérieurement, des actions similaires furent entreprises pour les roues principales des avions de combat afin d'accroître leur endurance, conjointement avec la société Dassault pour la détermination du spectre de charges. Elles aboutirent à l'étude et au calcul de roues renforcées destinées aux Mirage 2000 et Rafale<sup>134</sup>.

Pour toutes ces travaux Messier-Hispano-Bugatti reçut une aide de l'Etat sous la forme de plusieurs marchés d'études STAé/STPA (quatre identifiés de 1979 à 1991).

---

<sup>131</sup> Hispano-Suiza désignait ainsi les deux pièces inférieures articulées à une extrémité sur le caisson de l'atterrisseur, et recevant les roues à l'autre extrémité.

<sup>132</sup> Les roues sont classifiées par le diamètre, exprimé en pouces, de leur portée circulaire où s'accrochent les pneus.

<sup>133</sup> Par le biais d'un processus approprié de traitement thermique.

<sup>134</sup> En remarquant que pour le Rafale, outre la roue pour la version Air, il a fallu développer une roue spéciale à la version Marine, car cette dernière supporte lors de l'appontage un effort vertical double de celui de la première (de même, les roues avant de ces deux versions sont différentes).

## L'ÉVOLUTION TECHNOLOGIQUE DES FREINS D'AVION – GÉNÉRALITÉS

Les freins à tambour, utilisés à l'origine, ont cédé la place aux freins à disques aux alentours de la deuxième guerre mondiale. Ce type de frein comporte un ou plusieurs disques entraînés en rotation par la roue, ce sont les rotors. D'autres disques (ou portions de disques) sont bloqués en rotation par la structure de frein, elle-même liée à l'atterrisseur, ce sont les stators qui portent les patins de friction, encore appelés garnitures. Le frottement exercé entre rotors et stators, lorsque ceux-ci sont pressés les uns sur les autres par des pistons à commande hydraulique, crée le couple de freinage (figure 4-9). Ce couple permet d'absorber une énergie correspondant à l'énergie cinétique horizontale de l'avion à l'atterrissage. L'ensemble rotors-stators constitue la partie chaude du frein, encore appelée puits de chaleur.

Depuis la seconde guerre mondiale, quatre types de parties chaudes ont été utilisés en série :

1. Rotors monoblocs en acier et stators équipés de garnitures organiques, jusqu'aux années 1950.
2. Rotors en cuivre, nu ou chromé, et garnitures organiques, de 1950 à 1963.
3. Rotors et stators en acier et éléments de friction en matériau fritté à base métallique, de 1963 à 1982.
4. Rotors et stators en matériau composite carbone-carbone, après 1978 (Mirage 2000).

Les trois premiers types étaient en fait des variantes d'une même famille technologique, celle des freins à disques métalliques. Le quatrième type introduisait une nouvelle technologie. En dehors de ces types principaux, d'autres solutions furent tentées, comme l'emploi de disques en béryllium ou l'utilisation du carbone cristallin, matériaux à priori attractifs en raison de leur faible densité et de leur chaleur spécifique élevée.

### LES FREINS A DISQUES METALLIQUES

#### *Les freins à rotor(s) monobloc(s) en acier et garnitures organiques*

Après la guerre, les roues et freins développés par l'Aérocentre pour les avions construits par les sociétés nationales (Cormoran, NC 211, NC 270, NC 840/841, VG 90, SO 6000/6020/6021, SE 3120, SO 1120), avaient été dessinés dans le cadre d'une certaine forme de normalisation, selon les directives du Ministère de l'Air.

Ces freins entraient dans le type 1 vu plus haut, c'est à dire qu'ils comportaient des disques monoblocs en acier et des garnitures organiques. Les roues étaient généralement en alliage de magnésium genre Z5Z. Les garnitures organiques étaient à base d'amiante et de résine (classiquement Ferodo 479), pressées contre les faces des disques par des pistons logés dans une structure en alliage léger. Le nombre de pistons était variable, en général groupés sur deux secteurs opposés.

Des freins de ce type développés par Messier furent les premiers à équiper en série des avions français, d'abord le CM 170 Fouga Magister (2 rotors) (voir figure 4-1), puis le Nord 2501 Noratlas.

#### *Les freins à rotor(s) en cuivre et garnitures organiques*

Les freins précédents étaient limités en performance par la faible conductibilité thermique de l'acier : les disques monoblocs avaient tendance à se voiler du fait des

différences de température entre les différentes zones. Ceci conduisit Messier et Hispano-Suiza à passer au type 2, c'est à dire aux freins à rotor(s) en cuivre (pur à 99,9% pour des raisons de conductibilité). Le cuivre a été utilisé nu, sans protection sur les faces de frottement, ou chromé pour améliorer son endurance.

Les deux industriels français suivaient des politiques différentes. Messier, dans la lignée de son fondateur George Messier relayé par René Lucien et son directeur technique Jean Masclat, persista jusqu'au bout, pour ce type de frein comme pour les précédents et les suivants, à développer ses propres produits. En s'appuyant sur une activité fébrile de recherche et de mise au point, cette société parvint à mettre au point des freins qui équipèrent la grande majorité des avions militaires français et même plusieurs avions étrangers. Pour le type 2 ce furent les freins des Mystère IV (2 rotors nus), SM B2 (très semblable mais avec 3 rotors), Fiat G91 R/T (3 rotors), Nord 262 (2 rotors). Ensuite, pour le Mirage III, Messier a utilisé un disque unique très épais (38 puis 42 mm) nu ou chromé (figure 4-2), ainsi que pour Etendard, Super-Etendard, Transall C160 et Mirage IV (avant de passer aux freins trirotors).

Hispano-Suiza, de son côté, préféra au départ acquérir une licence de fabrication auprès de Dunlop, et ceci d'autant plus que dès le milieu des années 1950, avec le programme Caravelle, elle visait l'aviation commerciale, domaine où il était alors impensable de proposer des freins de conception française aux avionneurs et aux compagnies aériennes. Cette démarche lui permit d'acquérir une expérience. Ainsi Hispano-Suiza a fabriqué des freins cuivre multivotors sous licence Dunlop, selon une technologie différente des freins Messier<sup>135</sup>. Les applications furent le Bréguet 1050 Alizé et surtout les premières versions de Caravelle (figure 4-3). Par la suite Hispano-Suiza a développé un frein cuivre à 4 rotors monoblocs pour le Bréguet 1150 Atlantic, sans doute l'un des plus gros frein « cuivre » réalisé au monde.

Dans ce type de frein, seuls les rotors en cuivre participaient à l'absorption d'énergie. Les garnitures organiques et leurs supports, le plus souvent en alliage léger, n'y contribuaient pratiquement pas (comme, d'ailleurs, dans le cas des freins du type 1). La capacité d'absorption d'énergie par kg était limitée par la température de fusion du cuivre (1083°C). La résistance des disques à l'essai de détresse<sup>136</sup> s'en trouvait très amoindrie. Pour améliorer cette situation Hispano-Suiza essaya bien de développer avec la société Le Bronze Industriel un alliage de cuivre au chrome. Ce fut un échec, ce matériaux ayant de fâcheuses tendances à criquer. De toute façon les garnitures organiques provoquaient, de plus, un phénomène de perte de couple à haute température.

#### *Les freins à disques acier, et éléments de friction en matériau fritté à base métallique*

Pour pallier les inconvénients exposés ci-dessus, les constructeurs s'orientèrent vers des freins à rotors et statots en acier avec pour éléments de friction un matériau fritté à base métallique. L'objectif était de rendre acceptables des températures de 1000 à 1100 °C en fin de freinage détresse. La capacité thermique de l'acier (0,52 kJ/kg) était plus favorable que celle du cuivre (0,39 kJ/kg). Par contre, la faible conductibilité thermique de l'acier imposait un contact rotors/statots sur toute la

---

<sup>135</sup> Chaque rotor était constitué de deux anneaux concentriques, l'un intérieur, l'autre extérieur, l'espace entre les deux laissant passer des tirants reliant les plaques enserrant les rotors.

<sup>136</sup> Cet essai correspond au freinage de l'avion lancé à sa masse maximale au décollage jusqu'à la vitesse maximale autorisant l'arrêt sur la longueur restante de la piste. La terminologie anglo-saxonne, RTO pour Refused Take-Off (décollage refusé), est la plus employée, de nos jours.

surface des disques et pas seulement sur deux ou trois secteurs. Les stators devinrent alors des disques complets.

Ce type de conception offrait l'avantage de faire mieux participer toute la partie chaude (rotors, stators, garnitures de friction) à l'absorption d'énergie<sup>137</sup>, tout en assurant un couple de freinage bien meilleur que celui du frein « cuivre » aux grandes énergies.

Il fallait cependant lutter contre le voilage des disques rencontré avec le type 1. Deux solutions apparurent :

- Soit des disques comportant des fentes non débouchantes, solution simple mais à l'efficacité limitée,
- Soit des disques constitués de segments attachés entre eux par une liaison assez libre, solution plus élaborée mais répondant mieux à l'objectif.

Messier a choisi la première solution pour les rotors, mais une solution différente, se rapprochant de la seconde pour les stators, constitués de segments indépendants<sup>138</sup>. La fourniture et la dépose du matériau fritté étaient assurée par la société Ferodo/ Flertex. La figure 4-4 montre un élément de stator de ce type de frein appelé Tribloc. C'est ainsi que furent développés les freins du Fiat G 222, du Fiat G91 Y (figure4-5), du Mirage V S, tous destinés à l'exportation.

Bien que licenciée de Dunlop, Hispano-Suiza effectuait des recherches sur les disques, garnitures et freins de ce type. De nombreux essais furent entrepris pour évaluer les matériaux les plus divers tels que stellite, carbure de bore, pour les garnitures, et plusieurs variantes de géométrie, pour les disques. Une réalisation intéressante, constituée de rotors à fentes et de stators monoblocs recouverts de matériau fritté par Ugine Carbone, équipa le Mirage III V de Dassault, avec un remarquable gain de masse (environ 30%). La licence Dunlop fut alors résiliée par Hispano-Suiza, d'autant plus qu'il y avait des problèmes de régulation de freinage avec les matériels Dunlop (Maxaret).

Pour Concorde, bien que Dunlop ait obtenu la commande des roues et freins, Hispano-Suiza décida de développer un frein, avec ses propres techniques et sur fonds propres. Cette société fut cependant soutenue dans cette démarche par le STAé/Ab qui lui accorda, début 1967, un marché pour l'étude, la fourniture et les essais au CEAT d'un jeu de roues, freins et disques. Il est d'ailleurs intéressant de citer les propres termes du STAé/Ab pour justifier ce marché, le plus ancien que nous ayons retrouvé dans le domaine des roues et freins (voir encadré).

#### JUSTIFICATION DU MARCHÉ STAÉ/AVIONS N° 67-90031-00-481-75-86

« Dans le cadre de la politique générale du STAé, relative au financement des études d'équipements français, des crédits « hors pool Concorde » ont été prévus pour financer certaines réalisations dans le domaine « atterrisseurs » et « hydraulique » tels que les pneumatiques, pompes, roues et freins destinés à cet avion.

En ce qui concerne les roues et freins de l'avion Concorde, la société Hispano-Suiza a présenté une proposition pour équiper le prototype, la société Dunlop a été retenue, la société Hispano ayant été classée seconde.

Dans ce domaine le STAé estime souhaitable de disposer d'un fournisseur français qui d'ailleurs pourra encore postuler pour le choix des roues et freins devant équiper les avions de présérie et de série du Concorde. »

<sup>137</sup> Ce qui était aussi facilité par la relativement bonne conduction thermique du matériau fritté.

<sup>138</sup> Chaque segment coulissait sur une tige axiale par un pied perforé, et assurait sa stabilité en s'appuyant sur ses voisins au moyen de découpes, males d'un côté, femelles de l'autre.

Si les espérances commerciales ne furent pas au rendez-vous, les résultats techniques répondirent aux attentes. En effet les essais au CEAT eurent lieu, avec succès, un an avant ceux des concurrents. L'énergie absorbée par frein en détresse atteignait 64 MJ, la partie chaude pesait 68 kg, soit une énergie absorbée de 0,95 MJ/kg, et des températures en fin de détresse de 1100/1200 °C.

Les rotors étaient articulés, c'est à dire formés de segments reliés les uns aux autres par une articulation. Les stators recevaient des coupelles remplaçables où était déposé un matériau fritté étudié au laboratoire Hispano-Suiza (par exemple le CB42, matériau fritté à base de cuivre incorporant du carbure de bore et du molybdène). S'il demeura à l'état de prototype pour Concorde, le même type de frein équipa en série, aux dimensions appropriées, le Mirage F1, puis l'Alphajet.

Pour l'Airbus A300B2, les bons résultats précédents permirent à Hispano-Suiza de remporter la commande pour les avions de développement, à l'issue d'une compétition où Aérospatiale avait également consulté Bendix, Dunlop, Goodyear, BF Goodrich et Messier. Les essais faits sur machine au CEAT puis sur avion avaient été tout à fait satisfaisants, mais pour la série, certaines compagnies aériennes exigèrent la possibilité de choisir d'autres fournisseurs, essentiellement Bendix, qui fut certifié sur avion. Une lutte sévère s'engagea, toutes clauses techniques égales, sur la durée de vie des parties chaudes de frein et le coût par atterrissage. Pour y faire face, Messier-Hispano (qui regroupait depuis 1971 les activités train des deux sociétés françaises) fit alors un accord de partenariat avec la société américaine BF Goodrich<sup>139</sup>. Les deux partenaires, garantissant une endurance de 1000 vols, pour un coût de 1 dollar par vol, obtinrent une bonne partie des commandes des compagnies aériennes.

Le matériau fritté développé par Hispano-Suiza, et fabriqué sous licence par la société Métafram, fut constamment amélioré<sup>140</sup> pour les versions suivantes A300B4, A310 et A300-600, jusqu'à obtenir une performance en couple supérieure à celle de la concurrence et une remarquable endurance (1500 vols). Voir figure 4-6 une coupelle de frein de l'A310 et de l'A300-600. La figure 4-7 représente une vue éclatée du puits de chaleur de l'A300-600, où l'on distingue bien les disques articulés et les coupelles de fritté. Ces performances permirent de contenir la concurrence de Bendix sur l'A300B4. Toutefois, ces freins allaient être bientôt supplantés en raison de l'avènement des freins à disques en carbone-carbone.

### *Le frein à disques en béryllium*

Avant d'en arriver aux disques carbone-carbone, les constructeurs/concepteurs de frein avaient effectué des recherches sur les possibilités d'utilisation de matériaux à basse densité et bonnes caractéristiques thermiques, avec pour objectif d'aller plus loin dans l'accroissement de l'énergie absorbée par kg. Dans la famille des freins métalliques, des tentatives furent faites avec des disques en béryllium.

Ainsi, Hispano-Suiza avait construit, en 1970, un frein à rotors et stators articulés en béryllium. Ce frein fut essayé au CEAT. Néanmoins la solution fut abandonnée en

---

<sup>139</sup> Dans ce partenariat, BF Goodrich fabriquait des pièces mécaniques de freins, mais la partie chaude était fournie par Mesier-Hispano.

<sup>140</sup> Matériau fritté BV 100 pour l'A300B4, BV 100A pour les A310 et A300-600.



raison du prix de ce matériau et des problèmes de toxicité créés par la friction des patins (formation d'oxyde de béryllium, produit toxique à respirer).

De son côté, Messier avait reçu, en 1971, un marché du STAé/Matériaux pour l'étude et la mise au point d'un frein à puits de chaleur en béryllium. Pour surmonter le problème de toxicité, des flancs en acier avaient été brasés sur les disques en béryllium. Toutefois on n'a jamais réussi à les faire tenir lors des freinages d'essai effectués au CEAT<sup>141</sup>. Cette voie fut donc aussi abandonnée.

## LES PREMIERES TENTATIVES D'UTILISATION DU CARBONE

### *Le frein à rotor en carbone cristallin*

Il s'agit de la première tentative faite par Messier, vers la fin des années 1960, pour utiliser le carbone. Ce matériau était à priori très intéressant : grande légèreté, bonne conductibilité thermique, chaleur spécifique élevée. Les premiers essais chez Messier furent effectués sur un frein d'Alouette équipé d'un rotor en carbone cristallin (graphite). Ces essais préliminaires ont tout de suite mis en évidence le problème de ce type de matériau : sa fragilité et son incapacité à supporter les efforts de cisaillement dus au couple de freinage. C'était donc une impasse.

### *Le frein « carbo-compact »*

En 1971, Messier réalisa, pour le Mirage F1, un frein, appelé carbo-compact, dont les stators et rotors en acier comportaient des alvéoles dans lesquelles étaient enchâssés des patins de friction en carbone cristallin (voir figure 4-8). L'idée était de reprendre le couple de freinage par les disques acier, tout en bénéficiant des excellentes propriétés du carbone pour l'absorption d'énergie. Le carbone employé, fourni par la société Carbone Lorraine, était celui utilisé pour les électrodes et les balais de moteurs électriques. Des problèmes se présentèrent : fragilité des patins, coefficient de frottement variable en fonction de la température et très bas à froid. Néanmoins ce frein fut le premier frein carbone homologué en France, lors d'essais au CEAT. Il fut également l'objet d'une expérimentation encourageante sur un avion prototype Mirage F1 au CEV d'Istres. Il avait pu ainsi démontrer que les propriétés du carbone en tant que puits de chaleur étaient potentiellement très prometteuses, laissant entrevoir des gains de masse, d'endurance et de sécurité à haute énergie de freinage. Là encore le STAé/Ab apporta son aide en attribuant à Messier un marché pour la réalisation des freins nécessaires aux essais.

## LES FREINS A DISQUES EN CARBONE-CARBONE

### *Les débuts sur les freins d'avions militaires*

Ces débuts se situèrent vers la fin des années 1970 et le début des années 1980. La présence d'acier dans la partie chaude du frein « carbo-compact ». ne permettait

---

<sup>141</sup> Sur une machine spécialement encapuchonnée pour éviter toute respiration accidentelle d'oxyde de béryllium.

pas d'exploiter le carbone aux températures dont il était capable. Or les constructeurs américains et le britannique Dunlop développaient des disques, dits « structuraux », dont la résistance était obtenue par une structure, dite préforme, à base de fibres de carbone. La densification était réalisée par une imprégnation de carbone, en général en phase vapeur. Messier-Hispano-Bugatti prit alors contact avec la SEP<sup>142</sup> qui précisément développait pour les tuyères de propulseurs de missiles stratégiques, un matériau carbone-carbone, appelé SEPCARB, obtenu à partir de la carbonisation et de la graphitisation de tissus organiques. La SEP utilisa donc sa technologie pour fabriquer des disques « structuraux », dans la dimension du frein du Mirage F1 (pour une roue de 13 pouces). La société Carbone Lorraine, également contactée, fit de même avec une technologie différente, dans une autre dimension (10 pouces).

La charge sur les crans d'entraînement (internes) des stators étant beaucoup plus élevée que celle sur les crans (externes) des rotors, Messier-Hispano-Bugatti commença donc par essayer un frein équipé de rotors « structuraux » et de stators type « carbo-compact », sous l'appellation « frein hybride ». Cependant cette société passa vite à l'essai d'un frein à rotors et stators « structuraux », sous l'appellation « frein structural ». Comparée à une masse de 19 kg pour le frein acier du Mirage F1, celle du « frein hybride » était de 13,1 kg, soit – 31%, et celle du « frein structural » de 11,7 kg, soit –38%. Ce « frein structural » de Mirage F1 fut homologué sur machine et essayé sur avion en 1977.

Au même moment le Mirage 2000 était en développement. Messier-Hispano-Bugatti fit donc le même cheminement pour son frein (15 pouces). Finalement le choix porta sur un frein structural, avec des disques en carbone-carbone ayant évolué, sous l'appellation SA2 F<sup>143</sup>. Ce frein fut homologué sur machine au CEAT et monté sur avion. Voir sa vue en coupe sur la figure 4-9. Parallèlement un frein équipé de disques Aérolog 41-05 fut aussi homologué sur machine<sup>144</sup>.

Toutes ces évaluations furent encouragées et soutenues par l'Etat. Effectivement ses Services STAé/Ab et STAé/Ma accordèrent à Messier-Hispano-Bugatti, entre 1971 et 1976, une demi-douzaine de marchés sur ces sujets.

On peut mesurer l'ampleur du saut technologique représenté par l'avènement du frein à disques en carbone-carbone en comparant la capacité d'absorption d'énergie en freinage de détresse, par kg de puits de chaleur, sur trois types de frein de 15 pouces :

- de 423 kJ/kg pour le frein à disques cuivre du Mirage III S,
- elle passait à 694 kJ/kg pour le frein à disques en acier du Mirage V S, soit + 64 %,
- et atteignait 1440 kJ/kg pour le frein à disques en carbone-carbone du Mirage 2000, soit + 240 %.

Quant aux masses respectives de frein, elles passaient de 41 kg pour les deux premiers à 26,6 kg pour le troisième, soit un gain de 35%. La figure 4-9 permet la comparaison technologique de ces freins.

Outre cet énorme avantage de masse, un autre gros intérêt du frein carbone est sa capacité de conserver son efficacité à très hautes températures (au-delà des 2000 °C). Le couple de freinage se maintient parfaitement à très haute énergie, d'où une sécurité accrue dans le cas de freinage en détresse.

---

<sup>142</sup> Société Européenne pour la Propulsion.

<sup>143</sup> Voir plus loin l'historique du développement du matériau carbone-carbone pour frein d'avion.

<sup>144</sup> Aérolog était une association Carbone Lorraine/Aérospatiale).

## *Les débuts sur les freins d'avions civils*

La conquête de ce marché a exacerbé l'importance du facteur économique. Or le carbone-carbone SA2F étant à base de nappes de tissus empilées, son prix de revient était relativement élevé. La SEP proposa donc pour les avions civils du carbone-carbone SA3C dont la préforme était constituée de fibres non tissées. Aérolog, de son côté proposa le matériau A05. L'évaluation des matériaux avait été entreprise par Messier-Hispano-Bugatti, avec le concours STAé/Ab devenu STPA/CIN, qui lui avait passé début 1981 un important marché pour évaluer 8 variantes de matériaux, en vue d'augmenter l'endurance et de diminuer le coût d'acquisition.

En mars 1982 Messier-Hispano-Bugatti homologua sur machine un frein aux dimensions Airbus A300B4 (20 pouces). Voir figure 4-10. Puis des essais Aérospatiale furent conduits en avril. Comme ils se révélèrent satisfaisants, une validation sur avion A300B4 fut entreprise à Air France, fin 1982 et se montra tout à fait concluante. Seule une sensibilité à l'humidité ambiante fut constatée : le couple de freinage à froid était plus faible que celui à chaud. Ceci amena au matériau SA3D plus graphité, dont la sensibilité à l'humidité était un peu plus faible.

C'est avec ce matériau que furent équipés les freins d'un A310. Cet avion se fit remarquer au Salon du Bourget 1983, en effectuant, le premier au monde, un atterrissage en public d'un gros porteur civil utilisant des freins carbone<sup>145</sup>. Ce fut une démonstration spectaculaire, non seulement par la courte distance d'arrêt, mais aussi parce que le pilote, très confiant, ayant appuyé sur les pédales avant l'atterrissage, le freinage se déclencha à son niveau maximum dès le toucher des roues, provoquant une épaisse fumée blanche qui ne provenait nullement des freins, mais de la vaporisation du caoutchouc des pneus et de celui déposé auparavant sur la piste par les autres avions

La voie était alors ouverte pour l'introduction de freins carbone-carbone sur Airbus. Leur certification sur avion eut lieu en juillet 1984 pour l'A300-600, en septembre de la même année pour l'A310-300. Le gain de masse procuré par l'adoption de ces freins était impressionnant (560 kg par avion sur A300-600). Les premières compagnies clientes furent Thai Airways (A300-600) et Swissair (A310-300 d'origine, puis A310-200 en rattrapage). Le matériau retenu par Messier-Hispano-Bugatti était naturellement le SA3D. C'était l'aboutissement d'une longue et efficace collaboration entre cette société et la SEP. Elle devait se développer par la suite de façon exclusive, malgré les efforts méritoires d'Aérolog dont le matériau A05, bien qu'homologué en laboratoire sur un frein de 20 pouces, ne bénéficiait pas d'une aussi longue maturation que celui de son concurrent.

Très rapidement la nécessité de réduire le coût par atterrissage imposa l'étude de solutions de rénovation des disques usés. La SEP reçut du STPA/Ma un marché pour l'étude de la rénovation par rechargement de carbone. Ce fut un échec. De son côté, Messier-Hispano-Bugatti obtint fin 1984 un marché STPA/CIN pour l'évaluation de la rénovation par assemblage mécanique de deux disques usés, réusinés pour

---

<sup>145</sup> Le Concorde fut certes, là aussi, un précurseur mais ne pouvait être considéré comme un gros porteur. De plus ses freins carbone était d'une première technologie, tout à fait différente, et qui ne fut pas développée.

former un disque équivalent à un disque neuf. Cette dernière solution, beaucoup plus aisée à réaliser, se révéla efficace et est toujours utilisée de nos jours.

Par ailleurs, si du point de vue de la performance de freinage, le carbone offre l'avantage de pouvoir fonctionner à de très hautes températures, l'énergie calorifique correspondante emmagasinée dans le frein chauffe son environnement, au premier chef la roue et son essieu. Ceci a imposé des solutions technologiques appropriées (matériau et protection de surface pour l'essieu, écran thermique pour la roue) dont il a fallu vérifier l'efficacité en développant un modèle mathématique représentatif des échanges thermiques. L'établissement de ce modèle et sa validation par essais firent l'objet, début 1985, d'un marché STPA/CIN. Pour se convaincre de l'acuité de ce problème, il suffit de regarder la figure 4-11 qui montre les disques carbone incandescents d'un frein d'A340 après essai de freinage détresse (RTO).

### *L'essor des freins carbone*

Par la suite, pour l'A320, au milieu des années 1980, Messier-Hispano-Bugatti, choisi comme fournisseur basique, fit certifier un frein comparable à celui de l'A310-200 (même puits de chaleur, mais structure de frein adaptée à l'atterrisseur). La licence de fabrication fut vendue à la société américaine BF Goodrich avec laquelle Messier-Hispano-Bugatti avait conclu un accord de partenariat sur ce programme pour mieux faire face, ensemble, à la concurrence. En effet, sous la pression des compagnies aériennes, les avionneurs, dont Airbus, ont pris l'habitude, d'homologuer plusieurs fournisseurs de freins. Dans ce cadre, la société américaine ABS<sup>146</sup> fut également retenue et certifiée sur A310 et A320, mais sa pénétration sur ces programmes demeura assez limitée.

Par contre, sur l'A321, ABS fut retenu comme fournisseur basique, cette fois avec un matériau carbone-carbone français (Aérolor). Toutefois, les freins de Messier-Hispano-Bugatti furent également homologués et rencontrèrent un bon succès auprès des compagnies aériennes.

A la fin des années 1980, pour l'A340, vu l'ampleur du programme et l'acuité de la concurrence, Messier-Hispano-Bugatti s'allia dès le départ avec BF Goodrich pour un frein commun. Le carbone-carbone choisi fut un dérivé Goodrich du SA3D : le SuperCarb, qui fut aussi adopté pour les freins de l'A321 offerts par les partenaires.

Globalement, la compétition fut très favorable à la société française sur A310 et A300-600, puis à son partenariat avec Goodrich sur A320, A321 et A330/A340.

En dehors des gros porteurs, et à la suite du Mirage 2000, Messier-Hispano-Bugatti équipa également le Rafale de freins carbone-carbone. Du côté des avions d'affaires, cette société développa des freins pour le Falcon 900, très proche de ceux du Mirage 2000, puis pour le Falcon 2000, mais les retombées pour la série souffrirent de la vivacité d'une concurrence depuis longtemps implantée sur ce type de marché.

---

<sup>146</sup> ABS = Aircraft Braking System, société issue de Goodyear

### *Les leçons de l'expérience en utilisation*

L'exploitation des freins carbone révéla que l'usure des disques n'était pas conforme à celle prédite par les essais sur machine. En effet, si l'usure des disques d'un frein acier est à peu près proportionnelle à l'énergie absorbée, celle des disques en carbone-carbone est très dépendante de la température, avec un comportement au départ inattendu : elle est plus forte à température moyenne, celle d'un taxiage au décollage, qu'à température élevée, celle d'un freinage à l'atterrissage.

Ceci mettait donc en défaut l'optimisme des prédictions initiales d'endurance, faites, par analogie avec les freins acier, c'est à dire en ne considérant que les freinages d'atterrissage. Le début d'exploitation imposa la réalité : du fait des taxiages, surtout ceux au décollage, moins chauds, l'endurance était bien en dessous des valeurs espérées (1500 vol) et s'établissait autour de 900 vols, avec des différences du simple au double selon les compagnies. En effet l'usure au taxiage s'est révélée tout à fait sensible à des paramètres comme le temps entre les rotations, la température et l'humidité ambiantes, l'encombrement des pistes, qui sont des paramètres dépendant des conditions d'exploitation, donc variables d'une compagnie à l'autre.

Ainsi Air Inter, dont les rotations rapides entretenaient des freins chauds, obtenait une endurance de 1200 vols sur A320, alors qu'Air France, dont les étapes étaient plus longues, ne dépassait pas 800 vols sur le même avion. Ce qui était exactement l'inverse de ce qui avait été constaté avec les freins acier de l'A300 B2. De même : les compagnies européennes, américaines et surtout canadiennes, qui opéraient sur des aéroports chargés et souvent à basse température, observaient des durées faibles, alors que les compagnies est-asiatiques, qui opéraient en conditions chaudes et humides, arrivaient à des durées doubles des précédentes.

D'où la constatation qu'à l'influence des freinages de taxiage, à basse énergie, il fallait ajouter l'effet de l'humidité ambiante, phénomène également non prévu au début de l'introduction des freins carbone.

### *Les recherches d'amélioration – Le « plan carbone »*

Dans la continuité des actions vues plus haut, lancées dès 1984, pour rechercher un matériau carbone-carbone moins cher à fabriquer, mais de qualités égales, et pour réduire le coût par atterrissage, un « plan carbone », soutenu par le STPA, avait été lancé dès 1986. Il devait se prolonger jusqu'au début des années 1990, faisant l'objet de quatre marchés STPA/CIN successifs. Le montant global de ces marchés était significatif de la volonté de soutien de l'Etat en ce domaine. Ce plan comportait plusieurs axes de recherche, ajustés au cours du temps :

- Représentativité du cycle d'essai sur machine, pour la prévision de l'usure
- Utilisation d'une cale de compensation d'usure
- Actions de rénovation
- Roue et frein à volume augmenté
- Recherche sur le comportement carbone-carbone
- Etude de nouveaux matériaux carbone-carbone
- Industrialisation et augmentation du volume de production.

Les actions entreprises aboutirent, au début des années 1990, à un matériau amélioré qui commença avec succès une expérimentation en compagnie. Cependant, des problèmes de dérive du coefficient de frottement apparurent et

affectèrent sa mise en service. Ces difficultés, liées elles-mêmes à des problèmes de dérive du processus d'élaboration, une fois surmontées, ce matériau, désigné SEPCARB 3, se révéla deux fois plus performant en nombre d'atterrissages que le SA3D, tout en conservant les autres qualités de ce matériau. Par la suite, d'autres améliorations devaient porter l'endurance moyenne des freins carbone Messier-Bugatti<sup>147</sup> à des niveaux excédant les 2000 atterrissages.

Les efforts conjugués de SEP, de Carbone Industrie (sa filiale dédiée à la fabrication du carbone-carbone) et de Messier-Bugatti devaient être ultérieurement récompensés par une distinction américaine : l'Aerospace Industry Award 1995, dans la catégorie systèmes et composants. Ils devaient également permettre à Messier-Bugatti d'effectuer une percée commerciale chez Boeing en devenant fournisseur de freins carbone pour les programmes B767, B777, C17.

## HISTORIQUE DU DEVELOPPEMENT DU CARBONE-CARBONE SEPCARB POUR FREINS D'AVIONS

*Ces pages ont été rédigées par Pierre Béтин, Adolphe Le Hen, Jean-Jacques Choury.*

En France le développement des matériaux composites carbone-carbone pour les freins d'avions est une retombée des importants travaux menés sans relâche par la Société Européenne de Propulsion (SEP) pour la mise au point de composites hautement performants destinés aux tuyères des propulseurs des missiles stratégiques de la force de dissuasion.

Les premiers échantillons de carbone-carbone avaient été réalisés dans les années 60 aux Etats-Unis d'abord en vue de la protection des têtes de missiles, puis progressivement en pensant freinage des avions militaires. Leur découverte par les représentants de la DTEN et de la SEPR (intégrée dans SEP en 1969) au Congrès de Cocoa Beach en 1968 fut une révélation et le déclic du développement des carbone-carbone en France. Il paraissait en effet possible en associant une texture carbone et une matrice carbone de rendre mécaniquement résilient un carbone et thermiquement stable un composite. Le rêve des responsables de tuyères semblait pouvoir devenir réalité.

Dès sa création la SEP entreprenait, avec des moyens industriels sommaires et l'aide financière de la DMA, des recherches technologiques sur les matériaux composites à matrice carbone. L'objectif était d'éliminer des parties chaudes de tuyères les composites à matrice résine dont la dégradation lors du tir était pénalisante. L'étude des procédés de carbonisation, de densification, de graphitisation commençait. Elle continue à progresser 20 ans après. Parallèlement la conception des préformes textiles faisait l'objet de nouvelles réflexions. Elles devraient conduire à la texture 4D puis à la famille des préformes aiguilletées.

Plus prosaïquement les premières tentatives se bornaient à la mise en œuvre du disponible c'est à dire à l'empilement de tissus de carbone et à la cokéfaction ménagée de résines phénoliques. Néanmoins les résultats s'avéraient prometteurs et rendaient crédibles l'objectif. La décision de la France de se doter d'un missile à multi-têtes et à longue portée devait intensifier l'implication de la SEP dans cette voie et accélérer le processus industriel. Dès 1973 la SEP décidait d'investir au Haillan

---

<sup>147</sup> Nouvelle raison sociale de Messier-Hispano-Bugatti depuis avril 1990.

(près de Bordeaux) les équipements lourds nécessaires pour développer et produire des pièces carbone-carbone de grandes dimensions. Le SEPCARB naissait.

Ce sont les caractéristiques mécaniques de ces nouveaux carbone, et tout particulièrement le bon niveau de résilience mesuré, qui attirèrent l'attention des spécialistes freinage de Messier-Hispano-Bugatti lors de la présentation faite par la SEP en 1972 au congrès AGARD d'Amsterdam. Depuis plusieurs années Messier-Hispano-Bugatti s'intéressait à des matériaux carbonés du type graphite dont les propriétés de friction en température semblaient idéales mais dont la fragilité était rédhibitoire. La relation entre les deux sociétés s'établissait sans attendre et quelques semaines plus tard la SEP livrait à Messier-Hispano-Bugatti une première pièce pour essai. Pour la petite histoire il faut avouer que sa forme était polygonale, la pièce ayant été taillée dans une chute d'ébauche pour tuyère de diamètre plus faible. Le test effectué par Messier-Hispano-Bugatti était encourageant et la coopération entre Messier-Hispano-Bugatti et la SEP s'amorçait.

La démarche industrielle de la SEP pour la maîtrise du carbone-carbone pouvait alors se résumer ainsi :

- Disposer de tissus de carbone et de graphite de qualité. Pour ce faire une production était implantée à Villeurbanne dans l'usine Fibre et Mica sous le contrôle d'un groupement d'intérêt économique paritaire (GEPEM) entre SEP et CEM (Compagnie Electro-Mécanique).
- Trouver en sus une texture multidirectionnelle évitant le délaminage. L'invention brevetée du 4D (baguettes entrecroisées selon les quatre diagonales d'un cube) fut la solution pour les pièces très contraintes des veines de tuyères.
- Développer un éventail de procédés de densification complémentaires. Les études préliminaires menées entre 1969 et 1975 permirent de choisir trois matrices de carbone (coke de résine, coke de brai, pyrocarbone de craquage d'hydrocarbures légers).
- Intégrer la production depuis le tissu initial jusqu'à la pièce finie. C'est au Haillan, essentiellement entre 1974 et 1978, que sera réalisés l'ensemble des investissements correspondants (hors tissus) nécessaires au programme M4.

Assez tôt il était apparu que la densification gazeuse par craquage devait être privilégiée. Les propriétés mécaniques de la matrice étaient supérieures, le procédé bien reproductible et apte à une production de série de pièces diverses. En revanche le cycle unitaire était long, le procédé difficile à optimiser et les investissements à consentir coûteux et délicats pour des novices dans le métier. Il s'agissait en effet de grands fours à induction travaillant en feu continu pendant plusieurs semaines et à des températures de 1000 à 3000 degrés. L'avance qu'avait alors certains américains nous incita à acquérir le savoir faire de la densification par CVD (Carbon Vapor Deposition). Fin 1974 une licence fut achetée à la Société Super Temp filiale de Ducommun. Elle couvrait non seulement la densification de pièces pour propulseurs mais aussi de pièces pour freins (à l'exception de ceux du Concorde).

Le creuset technologique bordelais devait alors pendant des années progresser de manière constante en croisant ces diverses technologies, en les complétant par des innovations spectaculaires comme les textures aiguilletées ou les matrices céramiques, en les industrialisant principalement pour le M4, sans jamais s'éloigner des exigences de conception et d'utilisation des clients représentés sur place par les chefs de programme et les bureaux d'études SEP. Le développement des quatre

propulseurs du M4 se déroulait sans faute, dans les délais et les budgets. Le premier tir en vol intervenait comme prévu en 1980 avec du SEPCARB sur toutes les tuyères. La SEP avait conclu plusieurs partenariats avec les meilleurs scientifiques du carbone (le CNRS et l'Université de Bordeaux notamment), renforcé ses liens avec Fibre et Mica à Villeurbanne, et surtout intensifié et formalisé sa coopération avec Messier-Hispano-Bugatti.

Cette coopération pour le freinage carbone des avions, et singulièrement des avions militaires de Dassault, prend corps au fur et à mesure de l'expérimentation des nombreuses nuances de carbone-carbone proposées par SEP et de l'évolution des concepts de freins carbone étudiés par Messier-Hispano-Bugatti. Enfin, au vu des résultats obtenus au banc en vraie grandeur (disques pour roues de 13 pouces), Messier-Hispano-Bugatti décide de retenir un des SEPCARB pour équiper les freins d'un Mirage F1 qui en 1977 allait réaliser une première française : atterrir avec des freins carbone dans des conditions réelles d'emploi. Trois ans après le Mirage 2000 était qualifié avec des freins SEPCARB puis, dans la foulée, le nouveau Falcon 900 de Dassault les adoptait à son tour. Le marché des avions civils gros porteurs devenait envisageable moyennant un gros progrès économique bien au-delà de l'impact des volumes de production. L'essor de l'Airbus, la rupture technologique des textures aiguilletées, la création de Carbone Industrie et la volonté du tandem formé par Messier-Hispano-Bugatti et la SEP allait permettre d'aboutir.

Le SEPCARB essayé sur Mirage F1 combinait un tissu de carbone à précurseur rayonne produit pour les propulseurs et une matrice réalisée par densification gazeuse (CVD). Alors qu'il venait à peine de naître, ce composite était déjà considéré comme dépassé par les techniciens du Haillan. Deux progrès successifs restaient à accomplir :

- Remplacer ce tissu par un tissu de carbone à précurseur polyacrylonitrile (PAN) plus conducteur permettant d'améliorer les propriétés thermomécaniques du produit fini.
- S'affranchir des tissus en développant, à partir de fibres de carbone à précurseur PAN, des textures multidirectionnelles moins onéreuses et mieux adaptées à l'infiltration gazeuse, afin d'améliorer en même temps le coût, la durée du cycle et la tenue au délaminage.

Le premier progrès devait intervenir rapidement grâce aux efforts faits par GEPEM pour organiser la production (quelque peu délicate en raison de la présence de gaz toxique HCN) de ces nouveaux tissus. Les résultats au banc Messier-Hispano-Bugatti ayant confirmé les prévisions des techniciens SEP, c'est un SEPCARB à base de tissu de carbone à précurseur PAN qui allait équiper les Mirage 2000 et les Falcon 900 et 2000, et faire ainsi une longue carrière chez Dassault.

Tout ou presque était à inventer pour répondre au second objectif de progrès. Aucune des textures multidirectionnelles existant ou préexistant à l'époque (texture 4D, tissage 3D, tissus cousus...) ne répondait aux critères visés. Un véritable brainstorming était ouvert au sein de SEP. Le résultat devait dépasser les attentes les plus optimistes. Deux ingénieurs du Haillan allaient, grâce à leur curiosité et leur créativité, progressivement bâtir des solutions dont le succès dure pleinement encore. Il s'agissait de créer une sorte de feutre de carbone, très dense, très épais et organisé dans les trois dimensions par des procédés originaux s'inspirant des technologies textiles d'aiguilletage en usage dans l'industrie des couvertures, des



moquettes, des tapis muraux... Si l'idée date de 1975 la concrétisation de cette rupture technologique déterminante demanda plusieurs années d'effort et beaucoup de ténacité pour surmonter le doute.

Tout naturellement la SEP s'efforça de collaborer avec l'industrie du textile qui manipulait des fibres dont les caractéristiques étaient fort éloignées de celles que l'on cherchait à travailler. Les techniciens de la SEP devaient brutalement découvrir le métier et le langage des textiliens : ouvraison, frisage, cardage, nappage, aiguilletage... Ils devaient aussi convaincre les utilisateurs potentiels de l'intérêt de ces textures étranges, rustiques, désordonnées et à l'évidence mal sujettes à la modélisation. Finalement, la passion pour le progrès des ingénieurs et la conviction inébranlable de la direction l'emportèrent. Au-delà des premières tentatives qui, bien entendu, donnèrent des résultats fort médiocres, l'idée fit son chemin en évoluant autour de la plate-forme technologique mise en place à Villeurbanne où coopéraient les ingénieurs concepteurs SEP et des technologues GEPEM. Une première machine prototype y était installée dès 1979. La texture Aiguitex, ou plutôt la future grande famille des textures Novoltex naissait. Fin 1980 la décision était prise par SEP et Alsthom (qui venait d'acheter Fibre et Mica) d'investir chez GEPEM une chaîne industrielle dédiée à la production en série des préformes aiguilletées pour disques de freins. Elle était pleinement opérationnelle en 1983, juste à temps pour Airbus.

Dès 1979 Messier-Hispano-Bugatti et SEP pensent sérieusement au freinage carbone pour Airbus et en vérifient ensemble la faisabilité technique. Les avantages en matière d'allègement de l'avion et de distance de freinage sont importants. Mais pas au prix du gap économique qui les sépare du freinage métallique. Messier-Hispano-Bugatti et SEP dans leur effort de réduction des coûts sont soutenus par le STAE (essais de friction) et la DGRST (caractérisation de base).

Les premiers disques Airbus sont essayés au banc Messier-Hispano-Bugatti en 1981 dans une configuration simplifiée bi-rotor. Deux SEPCARB sont en lice : la nuance de référence du Mirage 2000 bien sûr, à base de tissu PAN on s'en souvient, et le naissant SEPCARB Novoltex réalisé sur la machine prototype et qui paraîtrait bien grossier aujourd'hui. Les deux séries d'essais donnent des résultats très satisfaisants : l'usure est faible et régulière, l'avantage demeurant cependant au SEPCARB du Mirage 2000. Mais la preuve est faite que le Novoltex est valide et va apporter à terme la solution compétitive recherchée. Il est clair que son potentiel de progrès est grand. Et il est rassurant d'adopter une texture multidirectionnelle pour des disques de grandes dimensions plus sensibles à la rupture par délaminage (des indiscretions laissaient entendre que des disques à base de tissu du Concorde se cassaient ainsi).

Les premiers essais au banc d'un frein Airbus complet doté de disques SEPCARB Novoltex interviennent en 1982. Les premiers atterrissages dans ces conditions ont lieu en 1983 avec démonstration au Salon du Bourget. La même année la décision est prise d'équiper les 8 freins de l'Airbus n°172 avec des disques de SEPCARB pour ses essais en vol avant livraison de l'avion à la compagnie Swissair en 1984. Ce sera le premier Airbus commercial freinant carbone. Pendant toute cette période d'évaluation et de qualification, le STPA (précédemment STAE) et la DGAC soutiennent financièrement l'action afin que les divers matériaux français et étrangers en présence puissent être objectivement comparés et le meilleur choisi. Finalement le SEPCARB Novoltex l'emporte, la certification officielle pour les A310 et A300-600 intervient en 1985 et celle pour A320 deux ans plus tard.

Mais comment, avec qui et où produire ces quantités importantes de disques de carbone ? Le marché Airbus était alors évalué à 100 tonnes de carbone par an en régime. La SEP au Haillan était équipée pour 10 à 20 tonnes avec une priorité légitime aux tuyères des propulseurs du M4. Bien qu'aidée par la DTEN, elle avait déjà beaucoup investi dans ce métier nouveau pour elle. Elle ne pouvait faire seule le nécessaire sur ce marché du freinage civil par trop éloigné de la propulsion-fusée. Elle devait trouver un partenaire. Après que Messier-Hispano-Bugatti et Elf Aquitaine (la densification utilisait le gaz de Lacq) se soient récusés, c'est avec Alsthom que l'opération industrielle allait se monter. Dans la suite logique du GEPEM, SEP et Alsthom créaient à parts égales en 1985 la société Carbone Industrie chargée de l'industrie de la friction carbone. Carbone Industrie s'installait à Villeurbanne, reprenait GEPEM, recevait licences et soutiens technologiques de SEP et lançait un ambitieux plan d'investissement à hauteur de 100 tonnes de carbone par an.

Quinze ans après le déclic de Cocoa Beach le composite carbone-carbone s'était imposé comme matériau d'excellence pour la construction thermostructurale de tuyères et de freins. La famille SEPCARB développée et produite en France avait répondu à l'attente des clients et commençait à s'affirmer comme leader mondial. On sait qu'aujourd'hui, de nouveau quinze ans après, son succès dépasse les espérances. Aucun faux pas sur les M45, le plein emploi sur les tuyères du M51, la réussite massive sur celles des boosters d'Ariane 5, la conquête des plus grands divergents déployables au monde sur les moteurs RL10 des lanceurs Delta de Boeing, et des freins, des freins, ceux de Dassault, d'Airbus mais aussi d'avions civils et militaires de Boeing. Au global ce n'est pas 100 tonnes par an mais cinq fois plus dont il s'agit pour le Groupe Snecma et ses trois usines du Haillan, de Villeurbanne et de A-Carb dans le Kentucky. Sans compter la production sous licence effectuée par l'autre grand freiniste qu'est BF Goodrich à qui, en 1987, il avait été vendu la licence du SEPCARB Novoltex pour les avions produits aux Etats-Unis. Et ceux qui savent, savent que le potentiel de progrès est encore grand pour ce merveilleux matériau composite. Orchestré par le Groupe Snecma, l'effort de R&T se poursuit en France tant au niveau recherche avec le CNRS, le CEA et leur laboratoire commun le LCTS de Bordeaux (il faut mieux comprendre, mieux modéliser, mieux prévoir) qu'au plan technologique où beaucoup reste à faire pour élargir le champ d'application.

#### LES GRANDS ÉVÉNEMENTS SEPCARB DE 1969 À 1988

Début des travaux technologiques	1969	
Premier essai sur tuyère	1972	
Création du GEPEM	1973	Premier essai de friction chez MHB
Acquisition de licence CVD	1974	
Premiers fours CVD en service	1975	Invention de la texture Aiguitex
Premiers hyperclaves brai en service	1976	
Premier essai de tuyère M4	1977	Premier essai sur Mirage F1
	1978	Premier essai sur Mirage 2000
Premier essai de divergent déployable	1979	Début des travaux pour Airbus
Premier vol M4	1980	Choix du Sepcarb pour Mirage 2000
	1981	Premiers investissements Novoltex série
Qualification du moteur Mage 2	1982	Début de la série Mirage 2000
	1983	Premier essai sur Airbus
Création de Carbone Industrie	1985	Certification du Sepcarb pour Airbus
Première veine de tuyère Ariane 5	1987	Cession de licence à BF Goodrich
Création du Laboratoire Mixte LCTS	1988	

Alors rendez-vous dans quinze ans ? En attendant, nous espérons par cette petite note avoir contribué à faire comprendre les pourquoi de cette réussite française, au moins dans sa première phase où l'on peut considérer qu'il y a prescription. Vision, passion, décision, dynamisme, ténacité et, on peut le dire après coup, clairvoyance étaient au rendez-vous à la SEP, chez Messier-Hispano-Bugatti, chez GEPEM et chez leurs partenaires et clients. Saluons pour finir la confiance de la DGA qui a su encourager et participer, tout en respectant la concurrence et en demeurant sévère sur les résultats et les délais.

### Illustrations

Figure 4-12 : Une batterie de fours de densification chez Carbone-Industrie

Figure 4-13 : Exposition de disques de frein en carbone-carbone

#### INVESTISSEMENTS SEPCARB EFFECTUÉS DE 1974 À 1978

Investissements industriels :

Y compris GEPEM mais hors moyens de laboratoire, d'étude et d'essai, et hors acquisition de licence.

Investissements réalisés au Haillan couvrant :

- la production de SEPCARB pour tuyères
- les moyens ½ grand du creuset technologique

Investissements réalisés à Villeurbanne couvrant :

- la production de tissus

Participation de l'Etat : 46%

En 1978 avaient été financés :

- la chaîne de production de tissus de carbone base rayonne
- la chaîne de production de tissus de carbone base PAN
- un four de graphitisation en continu de tissus de carbone
- une chaîne de production de SEPCARB à matrice résine
- une chaîne de production de SEPCARB à matrice brai
- quatre fours de densification par voie gazeuse CVD
- deux fours de graphitisation de SEPCARB

Ensemble des investissements :

Y compris GEPEM les financements couvraient :

- les investissements industriels
- les études technologiques
- l'acquisition des licences américaines

Participation globale de l'Etat : 54%

Rappelons que plusieurs licences et assistances avaient été acquises aux Etats-Unis pour compléter la palette technologique de la SEP. La licence de densification CVD n'avait coûté que 2,5 MF ... Elle avait été conclue le 24/10/1974.

## L'EVOLUTION DE L'INDUSTRIE FRANCAISE DES FREINS D'AVION

Les chapitres précédents ont illustré l'évolution technologique des freins d'avions depuis la fin de la seconde guerre mondiale. Elle a trouvé ses racines dans l'existence et le développement de centres de compétence et de moyens spécialisés.

Mais ensuite l'ampleur des succès techniques et commerciaux remportés par les freins carbone-carbone fut le moteur d'un remarquable essor de l'industrie française des freins d'avions. D'autant plus remarquable que le redémarrage, après la guerre, s'était effectué dans un contexte difficile.

En effet, à l'époque des freins métalliques, le marché occidental des freins d'avions était dominé par les sociétés spécialisées anglo-saxonnes : Bendix, Goodyear, Goodrich aux Etats-Unis, Dunlop en Grande Bretagne. La part de marché des fournisseurs français était faible, malgré les succès de Messier sur l'ensemble des avions militaires français et sur quelques avions militaires étrangers. Sur Caravelle les freins Hispano-Suiza étaient sous licence Dunlop. Quant aux succès initiaux sur les premiers Airbus, ils arrivèrent trop tard pour pouvoir s'étendre.

L'avènement des freins carbone-carbone allait tout remettre à plat. C'était une chance que les sociétés françaises, Messier-Hispano-Bugatti et SEP, ont su saisir grâce à leur volonté, leur esprit d'innovation, leur dynamisme, et l'aide apportée par l'Etat, particulièrement dans la phase initiale. En effet, les investissements en importants moyens spécifiques de production, la mise au point de versions de plus en plus performantes du matériau carbone-carbone des disques et la grande compétence acquise par Messier-Hispano-Bugatti dans la conception des freins eux-mêmes, ont permis d'offrir aux avionneurs et aux compagnies aériennes des matériels particulièrement performants et attractifs vis à vis des concurrents. Ceci, joint à l'intégration au sein du groupe Snecma de toutes les sociétés concernées, a mis l'industrie française à même de remporter maints succès, comme nous l'avons vu plus haut, et de prendre une part de marché de plus en plus grande. Avant la fin des années 1990, elle était parvenue à occuper les tous premiers rangs du marché mondial des freins d'avions, avant de prendre, dans les années suivantes, la première place pour les freins carbone. Ainsi, ce que trois décennies d'efforts dans la réalisation de freins métalliques n'avaient jamais permis d'envisager, la réussite de l'industrie française dans les freins carbone-carbone l'accomplissait.

## LA REGULATION DE FREINAGE

### *Origine des besoins*

Les premiers freins d'avion étaient commandés par câble. Dans les années 1930 apparurent les commandes hydrauliques, notamment sur l'avion démonstrateur de George Messier (1933). Il s'agissait là de simples transmissions volumétriques, qui furent suffisantes tant que les freins n'étaient pas très puissants. Cette situation changea avec l'accroissement des masses de décollage et d'atterrissage, et corrélativement l'accroissement des vitesses de roulage au sol, qui demandèrent des freins de plus en plus puissants.

En effet, les caractéristiques d'un frein sont déterminées par sa mission qui est d'arrêter l'avion dans les conditions les plus sévères de masse et de vitesse tout en se basant sur le coefficient de frottement pneu/sol capable d'être obtenu sur piste sèche. Pour les cas d'utilisation courante, ces caractéristiques sont généralement surabondantes, en particulier le couple que le frein est capable de délivrer excède le couple requis. Dans ces conditions, il devient très délicat pour le pilote de doser l'intensité du freinage pour éviter le départ en blocage de la roue, d'autant plus que

ce départ s'effectue avec une décélération angulaire très élevée. Ce risque est considérablement accru sur piste mouillée, car alors le coefficient de frottement pneu/sol est beaucoup plus faible. Sans parler des cas plus rares, mais qui existent tout de même, des pistes inondées ou verglacées.

Pour éviter ce phénomène, le besoin vint très vite d'interposer dans les commandes de freinage des dispositifs anti-patinage, dit antidérapants ou anti-skid en anglais, dont la fonction était non seulement d'empêcher le blocage des roues, mais aussi de réduire les distances d'arrêt. Pour satisfaire de mieux en mieux cet objectif de sécurité et de performance, ces dispositifs devaient évoluer au fil du temps considérablement, au travers de nombreux travaux d'études, de recherches, d'essais en laboratoire et sur avion, qui bénéficièrent d'une précieuse aide de l'Etat.

### *La limitation de la décélération angulaire des roues*

Les premiers dispositifs antidérapants étaient basés sur le contrôle de la décélération angulaire de la roue. Dans ce principe, ont été développés :

- Par Messier, le Ministop, dispositif constitué d'un accéléromètre entraîné en rotation par la roue et commandant un contact électrique, lequel commandait à son tour un électro-distributeur<sup>148</sup> relâchant ou coupant la pression hydraulique de freinage, dès que la décélération dépassait une valeur définie. Il s'agissait donc d'un dispositif « tout ou rien ». Il avait le mérite d'être simple, et facile à installer sur le train. Il équipa les Mystère IV, Super Mystère B2, Mirage III, Mirage IV. En 1962 le Ministop fit l'objet d'une campagne d'essais sur Mirage IIIC n°01 au CEV de Brétigny<sup>149</sup>. Elle démontra que l'antidérapant répondait correctement aux besoins de l'époque sur ces types d'avions.
- Par Dunlop, le Maxaret, dispositif mécano-hydraulique comportant une partie tournante entraînée par la roue, dans laquelle un petit volant d'inertie accélérât comme la roue mais continuait sa rotation en cas de décélération trop grande de celle-ci. Il commandait alors directement un distributeur à clapets pour faire chuter la pression de freinage. Toutefois, cette rotation étant freinée par friction, la chute de pression était un peu moins brutale qu'avec le Ministop. Par contre, le Maxaret, était plus difficile à installer que le Ministop, d'abord parce que son entraînement en rotation était plus délicat et ensuite, parce qu'il nécessitait de prolonger plusieurs tuyauteries hydrauliques au plus près des roues. Cet antidérapant, dont Hispano-Suiza avait acheté la licence, équipa les premières versions de Caravelle et l'Etendard IV M (figure 4-1)4.

L'adoption du Maxaret pour l'Etendard IV M fut décidé à la suite de campagnes d'essais ayant eu lieu au CEV en 1961/62, durant lesquelles les conditions de freinage à l'appontage sur le pont, toujours mouillé et graisseux, du porte-avions furent reproduites en faisant rouler et freiner l'avion sur des tôles spécialement installées pour l'occasion sur la piste de Brétigny. On essaya successivement, pour les comparer, le Ministop et le Maxaret. Ce dernier se montra plus efficace à éviter des blocages de roues, sans doute pour la raison évoquée ci-dessus, et fut donc choisi pour équiper l'avion.

---

<sup>148</sup> L'électro-distributeur est un appareil où un électro-aimant commande l'ouverture d'un clapet hydraulique.

<sup>149</sup> Source : archives du CEV de Brétigny sur Orge

Des améliorations de performances furent recherchées, au début des années 1960. Sur Ministop, ce fut essentiellement par l'introduction d'une temporisation à la remise en pression, mais aussi par des tentatives sur des variantes à double sensibilité et à double accéléromètres. Sur Maxaret ce fut une version dite à double effet, c'est à dire avec un accéléromètre détectant non seulement la décélération de la roue mais également son accélération. Elle équipa le Bréguet 1150 Atlantic 1.

Beaucoup plus tard, dans la seconde moitié des années 1970, en restant dans le même principe, Messier-Hispano-Bugatti proposa une solution plus évoluée, le Modistop. La nouveauté était double :

- le remplacement des accéléromètres par des génératrices tachymétriques,
- l'introduction d'un boîtier électronique chargé, d'une part, de calculer l'accélération angulaire par dérivation du signal de vitesse mesuré par les génératrices, et d'autre part, de créer une temporisation à la remise en pression, qui était fonction de l'état du sol.

Le développement du Modistop fut en partie financé par un marché d'études du STAé/Ab<sup>150</sup> et fut essayé sur l'avion Mirage III R 02 au CEV de Brétigny, en 1978. Les résultats montrèrent une réduction de plus de 10% de la distance d'arrêt, comparativement au Ministop. Une version encore plus améliorée par le remplacement des électro-distributeur par des mini-valves (servo-valves à un étage) fut proposée avec succès pour équiper l'Atlantique 2 et l'Alphajet version école.

De même, les spécialistes américains, Goodyear, Hydro-Aire, avaient développé des matériels où les électro-distributeur avaient été remplacés par des servo-valves<sup>151</sup> pour obtenir la progressivité des coupures et remises en pression.

### *Le contrôle du glissement – La genèse*

Les dispositifs précédents avaient, à l'origine, le mérite de la simplicité, mais leur principe même ne permettait pas d'optimiser les distances de freinage, ceci en dépit de sophistications qui y furent apportées au cours du temps, comme nous venons de le décrire. Il fallait donc passer à un autre principe.

Comme indiqué plus haut, les premières versions de Caravelle avaient été équipées du Maxaret. L'un de ces avions dérapa à l'atterrissage à Copenhague et vint buter sur une dune en bout de piste, occasionnant quelques dégâts matériels. A l'époque les avions étaient équipés de pneus lisses, les quelques alvéoles tracées sur la bande de roulement ne servant qu'à vérifier l'usure de la gomme. On incrimina les pneus lisses, mais aussi l'antidérapant. De nombreux essais furent entrepris, tant au CEAT qu'au CEV, pour augmenter l'adhérence sur sol mouillé (pneus à pavé ou à rainures). Finalement les pneus à rainures furent adoptés, les rainures permettant l'évacuation partielle de l'eau au niveau de la surface de contact avec le sol.

Par ailleurs on expérimenta sur le Maxaret de nouvelles modifications. Le meilleur résultat fut obtenu par l'introduction d'un distributeur hydraulique à réponse sensible

---

<sup>150</sup> Source : archives du STPA/CIN.

<sup>151</sup> Dans la servo-valve, terme anglo-saxon consacré, un ordre électrique adressé à un étage pilote commande proportionnellement le déplacement d'un tiroir hydraulique.

à la pression, dit PSRV<sup>152</sup>. Cette amélioration fut essayée, parmi d'autres, sur la Caravelle n° 02 au CEV de Brétigny. Mais, pour la Caravelle X, l'Aérospatiale avait, entre temps, adopté des matériels Goodyear pour les roues, freins et antidérapant. Néanmoins, Hispano-Suiza proposa à Louis Giusta, directeur général de l'Aérospatiale, d'essayer sur avion le système Maxaret + PSRV. Pour que cette proposition fut acceptée, Hispano-Suiza devait fournir gratuitement l'équipement d'essai, et payer l'ensemble des essais sur avion. Le coût de cette opération était tel, que son président, Robert Blum, y renonça. Il préféra accepter la proposition, faite par sa Direction Technique, de développer à un moindre prix un système original.

Peu de temps auparavant était sorti aux USA une étude, « The fifth wheel » qui décrivait un système basé sur la mesure du glissement, qui est la différence entre les vitesses des roues freinées et non freinées. Pour cela, l'étude en question proposait l'adjonction au bogie d'une 5<sup>ème</sup> roue, non freinée, et décrivait une solution de régulation électronique où l'on faisait entrer, en plus du glissement, des paramètres tels que la mesure du couple des freins et la pression dans les amortisseurs. En bref une solution plutôt complexe, mais qui fut malgré tout appliquée sur le bombardier américain B70 « Valkyrie ».

Toutefois, le principe de base était séduisant, qui consistait à travailler sur le taux de glissement<sup>153</sup> et non sur la décélération. En s'inscrivant dans ce principe Hispano-Suiza déposa, début 1963, un brevet<sup>154</sup>, pour utiliser la roue avant, non équipée de frein, comme détecteur de la vitesse de la roue non freinée.

Cette dernière vitesse et celles de chacune des roues freinées sont introduites dans un boîtier électronique qui calcule le taux de glissement de chaque roue. La régulation de freinage, consiste alors à asservir la vitesse des roues freinées à leur taux de glissement donnant l'adhérence maximale du pneu sur la piste utilisée. En effet, cette adhérence varie en fonction de ce taux et passe par un maximum pour un taux qu'on situait, à l'époque, entre 10% et 20% car on pensait qu'il pouvait dépendre de l'état de la piste, sèche ou mouillée. Ce principe novateur introduisait une véritable optimisation du freinage des avions, puisqu'en permettant le fonctionnement au maximum de l'adhérence pneu/sol, il donnait la possibilité d'obtenir la plus courte distance d'arrêt permise par l'état de la piste. C'est sur ces bases qu'est né le SPAD (Système Perfectionné AntiDérapant) qui reprend, en tant que sigle, le nom de l'avion que le capitaine Guynemer rendit célèbre lors de la guerre de 14-18, et qui était équipé d'un moteur Hispano-Suiza.

Les moyens pour mettre en œuvre le SPAD sont décrits dans un autre brevet<sup>155</sup> Hispano-Suiza, de 1964. Ils comprennent donc un calculateur électronique et des équipements périphériques délivrant les entrées ou traitant les sorties de ce calculateur. Ainsi, les vitesses de roue sont mesurées par des tachymètres logés dans les essieux. Génératrices à courant continu à l'origine, ils furent, à partir de l'A310, remplacés par des tachymètres à courant alternatif, délivrant 200 impulsions par tour, mis au point par la société Socitec. Quant aux sorties du calculateur,

---

<sup>152</sup> Pressure Sensitive Response Valve

<sup>153</sup> Précisons au passage que le taux de glissement  $t$  est la différence entre les vitesses  $V1$  de la roue non freinée et  $V2$  de la roue freinée, divisée par la vitesse  $V1$ . C'est à dire  $t = (V1 - V2) / V1$ .

<sup>154</sup> Marcheron n° 13 78 958

<sup>155</sup> Marcheron n° 14 07 108

constituées de courants électriques, elles sont transformées par des servo-valves en ordres de pression hydraulique délivrés aux freins. Ce type particulier de servo-valves, asservies en pression<sup>156</sup>, n'existait pas en France en 1962.

Les essais démarrèrent avec du matériel américain. Des consultations furent lancées en Europe. La société française SOM-CRH, qui allait devenir ultérieurement Sopelem puis LHC, proposa un matériel convenable dont le prototype fut développé en 1963, puis une présérie fabriquée. En 1972, un marché STAé/Ab permit une industrialisation poussée pour réduire le coût de cette servo-valve.

Outre le calcul du taux de glissement et la fonction asservissement vue plus haut, le calculateur électronique, véritable cerveau du système, comportait une fonction destinée à déterminer, quel que soit l'état de la piste, la valeur du taux de glissement correspondant au maximum de l'adhérence pneu/sol. Cette fonction était réalisée en imposant aux roues un balayage en glissement de part et d'autre du point d'adhérence maximale, ainsi qu'illustré sur la courbe de la figure 4-15, un détecteur de maximum permettant de mémoriser le taux de glissement correspondant à ce point (voir encadré). La figure 4-16 représente le schéma de principe du SPAD.

#### LA RECHERCHE DU TAUX OPTIMAL DE GLISSEMENT

Le fonctionnement était le suivant :

- A la pression délivrée par la servo-valve correspond un couple de frein, donc une traînée au sol.
- On charge un condensateur avec le courant électrique correspondant, sortant du boîtier.
- Ce condensateur est chargé jusqu'au maximum  $\mu_1$  du coefficient d'adhérence, donc de la traînée, et ne peut se décharger.
- Lorsque le maximum est dépassé d'un écart défini amenant au point B de la courbe, la décélération de la roue augmente et la fonction régulation diminue la pression de freinage
- La roue accélère alors jusqu'au point A donnant le même écart entre la charge du condensateur et le courant représentant la traînée. Le régulateur augmente la pression et la roue décélère.

On parcourt ainsi constamment la courbe de B à A et de A à B.

#### *Le contrôle du glissement – La mise au point*

Elle fut entreprise par simulation, essais en laboratoire et essais sur avion. Pour la simulation, Hispano-Suiza fit appel en 1963 à la société ANALAC, une filiale de la C.S.F., qui développait un simulateur analogique : l'ANALAC 110. Dans un premier temps on réalisa la simulation de l'ensemble roue/piste, puis celle de l'antidérapant de Caravelle. Ceci valida le principe de la simulation. Ensuite on l'appliqua pour la mise au point de l'asservissement en glissement. Toutefois Hispano-Suiza se heurta aux limitations de la simulation analogique : les fonctions y sont linéaires alors qu'en réalité beaucoup ne le sont pas.

La mise au point s'appuya donc surtout sur les essais, qui furent d'abord effectués en laboratoire, sur machine. Les premiers essais furent réalisés sur machine Coatalen chez Hispano-Suiza dans son laboratoire de Bouviers, en région

<sup>156</sup> Contrairement à la servo-valve classique qui délivre un débit proportionnel au courant d'entrée, la servo-valve asservie en pression délivre une pression proportionnelle au courant d'entrée.



parisienne. Ils furent poursuivis et développés au CEAT sur une machine Adamson, plus grosse et plus évoluée<sup>157</sup>. Ces essais de mise au point furent longs, en particulier pour la recherche du taux optimal de glissement. Ils aboutirent néanmoins à des résultats suffisamment convaincants pour permettre de passer aux essais sur avion, au CEV de Brétigny.

Ces essais débutèrent en 1964 sur un SM B2, puis début 1966, sur la Caravelle n° 116. Hispano-Suiza bénéficia d'un marché du STAé/Ab relatif à la fourniture de tous les équipements du système SPAD et à leur installation sur l'avion. Ce marché demandait la comparaison des distances d'arrêt obtenues avec le dispositif Maxaret puis avec le SPAD. Les résultats montrèrent que le SPAD apportait une réduction de ces distances de 10% sur piste sèche et de 17% sur piste mouillée, ce qui représentait un progrès très significatif.

### *Le développement du SPAD*

A la suite de ces résultats, le SPAD fut choisi pour équiper Concorde, d'abord les prototypes puis les avions suivants, car il donna entière satisfaction. A chaque fois le réglage fut effectué sur une machine à volant au CEAT, mais aussi sur une machine équivalente chez Dunlop à Coventry, cette société fournissant les freins carbone de cet avion. Il s'agissait du SPAD dans sa version d'origine, avec balayage en glissement pour recherche de l'adhérence maximale.

Ces succès déclenchèrent l'adoption du SPAD pour d'autres avions, mais dans une version simplifiée. En effet, il fut constaté que l'optimisation du taux de glissement représentait beaucoup de complexité électronique pour peu de résultat en performance. Des essais de comparaison sur A300B2 permirent de démontrer que le taux de glissement donnant l'adhérence maximale se situait toujours autour de 12 à 15% indépendamment de l'état de la piste<sup>158</sup>. Il fut donc décidé de remplacer l'optimisation par une consigne de glissement hyperbolique, c'est à dire évoluant rapidement de 100% à très faible vitesse vers une valeur voisine de 12% à 50 m/s. Selon ce principe, une version simplifiée du calculateur fut développée pour le Mercure. Elle donna des résultats pratiquement aussi bons et en conséquence devint bientôt la seule version proposée. Ainsi, elle fut adoptée pour le Mirage F1 et le Jaguar (de l'armée française), puis ultérieurement pour les Mirage 2000, Falcon 900, Falcon 2000 et Rafale. C'est également cette version qui fut montée, dès le départ, sur l'Airbus A300B2, pour équiper par la suite en exclusivité les avions de tous les programmes Airbus.

Une version encore plus simplifiée, adaptée aux freins à capacité hydraulique réduite, fut développée : le Mini-SPAD pour le Jaguar français et l'Alphajet version appui. Dans cette version, la servo-valve est remplacée par une mini-valve, c'est à dire une servo-valve ne comportant que le seul étage pilote, sans tiroir hydraulique.

Les évolutions suivantes conservèrent le principe du SPAD sans optimisation mais apportèrent d'autres perfectionnements. Pour l'A310, une surveillance permanente ainsi qu'un test à la sortie puis à la rentrée des atterrisseurs informait

---

<sup>157</sup> Le principe de ces machines est décrit à la rubrique « Les essais de freinage ».

<sup>158</sup> De plus d'autres essais révélèrent, qu'en fait, les courbes d'adhérence fonction du glissement n'avaient pas un maximum très marqué.

l'équipage sur l'état de fonctionnement du système et des composants associés (tachymètres et servo-valves). Cette fonction était réalisée par un élément appelé B.I.T.E.<sup>159</sup> intégré au boîtier du calculateur. Outre la signalisation des pannes, cet élément les mémorisait, ce qui apportait une aide efficace à la maintenance sur avion et en atelier. De plus, une fonction de freinage automatique, sur laquelle nous reviendrons, fut également introduite.

Quant à la technologie du boîtier électronique, elle fut l'objet d'une première innovation sur l'A310 : les fonctions freinage automatique et B.I.T.E. furent réalisées par une électronique numérique. Par contre, la régulation de freinage resta analogique car à l'époque, en 1980, les microprocesseurs n'étaient pas assez puissants pour assurer convenablement cette fonction extrêmement rapide. Par contre on sauta le pas pour l'A320, puis l'A340 et le RAFALE : la technologie du boîtier passa entièrement au numérique, y compris la régulation, ce qui permit d'autres possibilités décrites plus loin.

Tous ces développements exigèrent des travaux d'études et de recherches importants, pour lesquelles la société Messier-Hispano-Bugatti bénéficia de la participation de l'Etat, sous la forme de marchés d'études attribués par le STAé/Ab. Pour la période allant du début des années 1970 au début des années 1980, on a pu retrouver la trace d'une douzaine de ces marchés, portant sur des sujets tels que :

- l'adaptation du SPAD aux freins carbone
- l'étude, la réalisation et les essais sur avion d'un dispositif de freinage automatique
- l'étude et la réalisation d'un calculateur numérique
- l'évaluation d'un tachymètre à haute résolution (à fibres optiques)
- la simulation théorique complète d'un système de freinage (de l'atterrisseur à la piste)
- des études et recherches sur la régulation de freinage, son architecture, son optimisation.

### *Les premiers pas du SPAD sur le marché international*

En Allemagne, la société WMI<sup>160</sup> construisit sous licence le boîtier de régulation de l'Alphajet appui. En outre, la société BGT<sup>161</sup> avait de son côté acquis les droits du SPAD en vue d'équiper le Panavia 200. Mais ce fut sans suite, la France ne faisant pas partie du consortium attaché à ce programme. Au Japon, des contacts avec Sumitomo Products s'ébauchèrent mais, interrompus en raison des événements de mai 1968, ils ne reprirent pas.

Cependant, ce fut aux Etats Unis que l'action prospective fut la plus soutenue. D'abord, la licence du SPAD avait été vendue aux Etats Unis à la société National Water Lift, filiale de Pneumodynamics Corporation. Une proposition avait été faite à Boeing pour le B 747. Bien que le SPAD ait été classé 1<sup>er</sup> au cours d'essais de simulation chez l'avionneur, il ne fut pas retenu, sans doute en raison du manque de notoriété dont souffraient, à cette époque, les fournisseurs français.

---

<sup>159</sup> B.I.T.E. = Built-In Test Equipment = équipement de test intégré.

<sup>160</sup> WMI = Westphalische Metal Industrie.

<sup>161</sup> BGT= Bodenseewerke Gerate Technick.

En 1974/75, la NASA lança une étude exhaustive sur les systèmes « antiskid » du marché mondial à propos de la future navette spatiale. Une campagne d'essais fut réalisée sur son site de Langley. La participation à cette campagne offrait un grand d'intérêt sur le plan technique. En effet, ce site comporte une piste de plus de 1 km de long, suivant la courbe de la terre pour obtenir une hauteur d'eau constante lors des essais sur piste mouillée. Un atterrisseur complet peut être monté sur un gigantesque chariot pesant 60 tonnes et guidé sur des rails suivant aussi la courbure de la terre. Ce chariot est projeté jusqu'à une vitesse maxi supérieure à 120 kts par un énorme jet d'eau de 6 pouces (environ 15 cm) de diamètre à la pression de 3000 psi (206 bar).

Le matériel avion choisi pour les essais était un système de freinage (circuit hydraulique, roue, frein pneu) de DC9. Le SPAD se montra le plus performant, devançant l'américain Hydro-aire et le britannique Dunlop. De nombreux enseignements furent retirés de ces essais concernant l'adhérence d'un pneu sur piste lors des freinages<sup>162</sup>. Par contre il n'y eut pas de retombées industrielles.

Quinze ans plus tard, suite à l'exposition du GIFAS à Seattle en 1990, le président de Messier-Bugatti, Jean Paul Béchat, convainquit Boeing d'essayer le SPAD sur son simulateur de freinage, dans le cadre d'une évaluation en vue du B 777. Ce simulateur numérique extrêmement puissant (toutefois la partie hydraulique du frein était réelle) montra que le SPAD, dans sa version numérique de l'A340, offrait des performances supérieures à celles observées jusque là pour les concurrents. (On atteignit sur quelques essais un rendement de 100% !). C'est ainsi que Messier-Bugatti reçut de Boeing l'autorisation de fournir une proposition pour le 777. Notre proposition ne fut pas retenue, mais le choix (Hydro-Aire) fut retardé de plusieurs mois.

Messier-Bugatti tira malgré tout une bonne retombée technique de ces essais, puisqu'ils la convainquirent de la nécessité de s'équiper de ce type de simulateur, qui permettait d'alléger le processus de réglage de l'antiskid en ne rendant plus obligatoire de passer par une campagne d'essais sur machine à volant. L'aide du STPA pour l'achat de ce simulateur fut primordiale.

#### *Les développements parallèles au SPAD*

Messier dans la seconde moitié des années 1960, c'est à dire avant le regroupement avec Hispano-Suiza, a conçu des antidérapants prenant également en compte le taux de glissement. Les études se concrétisèrent dans la réalisation du Modulator, dispositif relativement élaboré puisque constitué de génératrices tachymétriques (une par roue), d'un calculateur électronique et de deux servo-valves. Le calculateur comportait, d'une part des circuits calculant la décélération de l'avion et les glissements instantanés à partir des signaux délivrés par les génératrices, et d'autre part des circuits de régulation mettant en œuvre des lois de fonctionnement relativement complexes. En effet, la pression maximale admise dans chaque frein était fonction soit de la vitesse de l'avion, soit de sa décélération, le passage du premier mode au second se faisant lorsque le glissement dépassait un glissement de consigne pendant un temps déterminé (temporisation). De plus la

---

<sup>162</sup> Les résultats furent consignés dans trois rapports d'essais de la NASA : TND 8322 pour Hydro-Aire, TND 8455 pour le SPAD, Technical paper 1877 pour Dunlop.

pression de freinage devait obéir à des lois fonctions du glissement instantané, et différentes selon que ce glissement était inférieur ou supérieur au glissement de consigne. Le Modulator fut évalué au CEV de Brétigny en 1967 sur l'avion SM B2 n° 03. Par rapport au Ministop le gain était de 10% de la distance d'arrêt sur piste mouillée. Cela ne lui ouvrit cependant pas les portes d'une application en série.

Une version simplifiée fut donc lancée sous le nom de Mini-Modulator. La simplification portait à la fois sur le remplacement des servo-valves par des électro-détendeurs<sup>163</sup>, et sur la suppression à toute référence au glissement et à la vitesse de l'avion. La pression de freinage suivait plus simplement des lois fonctions de la décélération et de l'accélération de la roue. Le revers était la difficulté d'obtenir un bon réglage, valable à la fois sur piste sèche et sur piste mouillée, et ceci en dépit de deux campagnes d'essais au CEV de Brétigny sur l'avion Mirage III A n° 01. Le Mini-Modulator équipa l'avion allemand VFW 614 qui malheureusement ne rencontra pas le succès. Toutefois, ultérieurement, il fut choisi par Embraer pour équiper l'avion italo-brésilien AMX, et Embraer acheta la licence pour la production.

## LA COMMANDE DE FREINAGE

### *La commande électrique du freinage*

Jusqu'au programme du Concorde, les commandes classiques de freinage étaient du type hydraulique : les pédales du pilote commandaient un distributeur hydraulique par l'intermédiaire, soit d'une liaison mécanique, soit d'une transmission hydraulique volumétrique. Ceci posait le problème d'installation de tuyauteries hydrauliques depuis le circuit de génération, jusqu'au niveau du poste de pilotage, puis du poste aux freins, ou de la commande mécanique du poste de pilotage à la soute hydraulique.

A partir du moment où on utilisait, pour la régulation de freinage, une servo-valve asservissant la pression hydraulique à un courant électrique, il apparaissait beaucoup plus simple d'alimenter directement cette servo-valve par le circuit de génération hydraulique, et de commander sa pression de sortie par un courant fourni par un transmetteur électrique actionné par le pédalier. On supprimait ainsi la nécessité d'amener des tuyauteries ou des liaisons mécaniques jusqu'au poste de pilotage, d'où gain en masse, fiabilité et facilité d'installation. Chaque servo-valve comportant deux bobines électriques, l'une pouvait être affectée à la fonction régulation, l'autre à la fonction commande de freinage. Lorsque le freinage n'était pas activé, une électro-valve en amont des servo-valves coupait l'arrivée de pression. La commande électrique du freinage est plus connue de nos jours sous sa désignation anglo-saxonne : brake by wire (figure 4-17 avec schéma de principe).

Concorde fut le premier avion civil au monde à être équipé d'une telle commande sur le circuit normal, le circuit secours restant à commande hydraulique. Ensuite, les Airbus furent les premiers gros porteurs civils à faire de même. En effet, tous reprirent ce type de commande avec des variantes. Pour l'A310 ce fut l'adjonction,

---

<sup>163</sup> L'électro-détendeur, conçu par Messier, peut se décrire comme une servo-valve de construction linéaire, plus simple que la construction classique.

pour chaque côté correspondant à un bogie, d'une servo-valve dite « master-valve », placée sur l'alimentation des servo-valves de régulation, afin de mieux égaliser les pressions aux freins. Cette solution ne fut pas reconduite sur les A320 et A330/340, mais un capteur de pression fut introduit en aval de chaque servo-valve, avec un double rôle : d'abord corriger la pression si nécessaire, et ensuite permettre de détecter une dérive inacceptable de la servo-valve. Enfin, pour les A340-500/600 et A318, le principe de la commande électrique sera appliqué aussi bien pour le circuit secours que pour le circuit normal.

Par ailleurs, ce même principe avait été développé sur le Rafale démonstrateur puis série, mais associé à des freins à une seule rangée de pistons répartis en deux circuits indépendants fonctionnant en permanence. Cette solution fut aussi retenue pour le Falcon 2000 premier avion au monde à être équipé d'un double commande électrique de freinage et pour lequel Messier-Bugatti reçut un « Aerospace Industry Award » en 1996 (voir ci-dessous).

### *Le freinage automatique*

Il s'agit d'une fonction permettant de réaliser, de façon automatique, l'arrêt de l'avion selon une décélération constante pré-affichée par le pilote, avec pour objectif les avantages suivants :

- Une amélioration du confort des passagers lors du freinage
- Une réduction de la charge de travail du pilote
- Une diminution de l'usure des freins et des pneus par la réalisation de freinage modérés adaptés aux longueurs de piste disponibles, le recours aux freinages maximaux n'ayant lieu que lorsque la sécurité est en jeu
- Une réduction du temps de mise en œuvre du freinage dans les cas de freinage de détresse, par le déclenchement du freinage maximal sans intervention du pilote.

Des dispositifs de freinage automatique existaient déjà sur les avions Boeing et Airbus, mais ils impliquaient, au-delà d'un boîtier d'affichage des décélérations dans le poste pilote, l'adjonction d'organes spéciaux tels que dérivateurs de vitesse et servo-valve dédiée (Boeing), ou accéléromètre (Airbus<sup>164</sup>), ou même d'un circuit hydraulique spécifique (Boeing).

Au milieu des années 70, Messier-Hispano-Bugatti imagina d'utiliser les circuits du SPAD et de la commande électrique de freinage pour réaliser un freinage automatique sans ajout de matériel autre qu'un boîtier d'affichage de la consigne de décélération dans le poste pilote.

Le SPAD repose sur un asservissement en vitesse des roues freinées par rapport à une vitesse de consigne, habituellement de 85% environ de la vitesse de l'avion.

---

<sup>164</sup> Dans le cas de l'Airbus, Aérospatiale avait reçu une avance remboursable en 1975 pour l'étude, la réalisation et la certification de son système. Son principe était le suivant : la décélération de l'avion, mesurée sur un accéléromètre dans le boîtier de freinage, était comparée à la décélération de consigne et le freinage approprié était fourni par la commande électrique. C'est ce principe qui fut appliqué sur l'A310.

En freinage automatique, il suffit de remplacer la vitesse avion par une vitesse fictive égale à celle de l'avion au départ, mais décroissant en fonction du temps selon la valeur de décélération demandée par le pilote, la protection antiskid étant conservée.

La fonction freinage automatique peut se déclencher :

- soit dès le toucher des roues principales si l'objectif est un atterrissage court,
- soit à un moment pré-choisi au cours d'un atterrissage normal, de façon à ménager le confort des passagers et la longévité des freins,
- soit dès l'interruption du décollage en cas de problème, sans que le pilote ait besoin d'appuyer sur les pédales à un moment où sa charge de travail est importante, d'où un gain appréciable de sécurité et de performance.

Cette solution fut essayée et réglée sur machine Adamson au CEAT, puis sur la Caravelle 116 du CEV de Brétigny en 1979/80, dans le cadre du marché STAé/Ab indiqué plus haut. Les bons résultats conduisirent à l'adoption de ce freinage automatique sur l'A320, puis sur l'A340. Le calculateur numérique facilita l'adaptation puisque la fonction supplémentaire se résumait à un logiciel. Cette invention fut protégée par un brevet<sup>165</sup> Messier-Hispano de 1981. Le principe du freinage automatique se voit sur la figure 4-18.

## LES SYSTEMES DE FREINAGE

### *Composition*

Toute une série d'organes coopèrent au freinage de l'avion. Ils vont des transmetteurs d'ordres (électriques ou hydrauliques) montés sous les pédales du pilote jusqu'aux pneumatiques en contact avec la piste, en passant par les commande et régulation de freinage et, bien entendu, les freins, et ceci sans parler des atterrisseurs ni de l'avion lui-même.

Si les roues et les pneumatiques interviennent par leurs caractéristiques dans les performances du freinage, ces caractéristiques sont aussi déterminées par d'autres considérations, comme les charges verticales sur les atterrisseurs et la résistance des pistes. Par contre les autres organes sont purement dédiés et déterminés par le freinage de l'avion. Ils forment le cœur du système de freinage, c'est à dire un ensemble fonctionnel dont les constituants, de technologies diverses, sont ajustés les uns par rapport aux autres pour contribuer tous au même but : permettre le freinage de l'avion dans des conditions optimales de performance et de sécurité.

En ce sens, plus limitatif mais aussi plus spécifique, le système de freinage recouvre la commande de freinage, la régulation de freinage et les freins. C'est ce système qui fait l'objet de simulations théoriques et sur machine pour affiner sa conception et sa mise au point. Il se décrit aussi par l'ensemble des équipements qui le constituent, essentiellement :

- les transmetteurs des ordres venant des pédales actionnées par le pilote
- les détecteurs de vitesse de rotation des roues (réalisés par des génératrices tachymétriques ou des tachymètres alternatifs)

---

<sup>165</sup> Brevet n° 2 500 798 - Invention de Jean Guichard et Bernard Dubray.

- le calculateur électronique incluant les fonctions commande, régulation, surveillance permanente du bon fonctionnement du système (signalisation et mémorisation des pannes)
- les servo-valves transformant les ordres électriques du calculateur en ordres proportionnels de pression hydraulique vers les freins
- les électro-distributeurs de mise en pression hydraulique du système
- le sélecteur hydraulique normal/secours, lorsqu'il existe
- enfin les freins.

Sous l'angle de la fourniture aux avionneurs, le système de freinage implique plusieurs spécialistes différents. En particulier, les roues et freins sont des fournitures séparées, alors que l'ensemble des autres composants peut être regroupé sous la responsabilité d'un systémier.

### *Architecture*

L'architecture des systèmes de freinage est guidée par des raisons de sécurité. En effet, vu le rôle crucial du freinage, aussi bien au décollage (freinage de détresse en cas de décollage refusé) qu'à l'atterrissage, il y a toujours deux commandes de freinage, dites normale et secours, plus un circuit de freinage parking. La commande normale est alimentée par un circuit hydraulique, la commande secours est alimentée par un autre<sup>166</sup>. Le passage d'un circuit sur l'autre se fait au moyen d'un sélecteur automatique ou manuel, selon l'avionneur, sauf si les deux circuits sont utilisés en même temps.

Cette duplication de la commande se répercute au niveau des freins, où plusieurs solutions peuvent être mises en œuvre. Pendant longtemps la plus courante fut l'usage de clapets navettes sur les freins, solution simple, mais pouvant causer la perte des deux circuits hydrauliques en cas de rupture du corps de clapet. Pour pallier cet inconvénient, des freins à double rangée de pistons furent introduits sur certains avions, tels les Mirage 2000 et les Airbus. Chaque rangée, alimentée par un circuit en totale indépendance de l'autre, était capable de communiquer au frein le couple maximal spécifié. La sécurité s'en trouvait accrue, mais au prix d'une certaine complexité et d'une pénalité en masse.

C'est pourquoi fut étudiée, pour le Mirage 4000, une solution avec des freins à une seule rangée de pistons et deux circuits de freinage indépendants, chacun actionnant la moitié des pistons des freins. Les deux circuits fonctionnent en permanence. En cas de perte de l'un d'eux, le couple fourni par les freins est encore suffisant pour assurer l'atterrissage sans perte de performances. En cas de perte d'un circuit au cours du décollage, la période critique n'est que de quelques secondes en fin d'accélération, ce qui, combiné à la faible probabilité de cette perte, rend le risque acceptable. C'est une solution plus simple et moins lourde, non seulement au niveau du frein, mais aussi parce qu'il n'y a plus de sélecteur ni de clapet navette normal-secours. Il n'y a même plus de distributeur hydraulique autre que les servo-valves de la régulation de freinage si, de plus, les deux circuits de commande sont électriques, ce qui est le cas du Rafale et du Falcon 2000.

---

<sup>166</sup> La pression dans le circuit de parking est conservée par un accumulateur hydraulique préalablement mis en pression lorsqu'au moins un des moteurs fonctionne.

La régulation de freinage, quant à elle, n'est pas toujours redondante car, sur certains avions, elle n'est installée que sur le circuit normal. La planche de la figure 4-18 schématise un système de freinage.

#### *L'évolution des systèmes de freinage*

Prolongeant les évolutions de la régulation et de la commande de freinage, que nous avons retracées dans les pages précédentes, l'évolution des systèmes de freinage s'est faite en s'appuyant sur les progrès technologiques, au bénéfice de la sécurité de fonctionnement et de l'intégration de fonctions.

Pendant longtemps les commandes de freinage, normale et secours, furent du type hydraulique ou mécano-hydraulique, selon que les distributeurs progressifs de freinage placés en soute étaient commandés, à partir des pédales du poste pilote, par transmission hydraulique volumétrique ou par mécanisme à tringles / câbles métalliques. Souvent, la régulation de freinage n'était installée que sur le circuit normal, comme la commande mécano-hydraulique du Mercure (figure 4-19).

Avec Concorde un saut fut fait : la commande normale devint électrique, en fait électro-hydraulique, les servo-valves normales distribuant la pression à partir des ordres de transmetteurs électriques placés sur les pédales, comme nous l'avons exposé plus haut. Par contre, la commande secours resta hydraulique ; cependant elle comportait également une régulation de freinage. Cette solution fut reconduite sur les Airbus, jusqu'à l'A340-300, en se perfectionnant à chaque programme. Ainsi sur l'A320, le calculateur, numérique comporte deux canaux redondants indépendants. Chacun peut commander les servo-valves de la régulation sur normal et sur secours (figure 4-20 de la commande de freinage de l'A320).

Enfin, on vit apparaître sur le Rafale et Falcon 2000 des commandes électro-hydrauliques sur normal et sur secours, chacune ayant leur régulation de freinage. Plus tard, ce principe fut aussi retenu, dans une réalisation différente, pour les A340-500/600 et l'A318. Voir le schéma de la commande du Falcon 2000 (figure 4-21).

En ce qui concerne la vérification du bon fonctionnement, les progrès de la technologie électronique apportèrent, là aussi, de grandes améliorations. Les boîtiers de régulation analogique comportaient un circuit par fonction. La solution la plus simple pour réaliser un test était de simuler un fonctionnement avant l'atterrissage. Ainsi sur Mirage F1, le pilote devait, avant de sortir les atterrisseurs appuyer sur les pédales et constater sur des manocontacteurs que la pression arrivait bien aux freins, le boîtier SPAD n'étant pas alimenté. Par contre, après la sortie des atterrisseurs, le boîtier était alimenté et la vitesse des roues, nulle, était comparée à une vitesse de référence correspondant à la vitesse d'atterrissage, ce qui interdisait le freinage. Le pilote devait à nouveau appuyer sur les pédales pour constater l'absence de pression. Sur le Mercure, un test analogue devait être réalisé.

Sur Concorde et Airbus A300, le test était provoqué à partir d'un boîtier de test au tableau de bord, et les séquences freinage-défreinage étaient vérifiées sur les courants d'entrée des servo-valves. Sur Airbus A310, la régulation était toujours analogique, mais un test réalisé en numérique permettait, à partir d'un poussoir sur la face avant du boîtier, de déclencher un test analogue à celui des Concorde et A300, par exemple à la sortie des atterrisseurs ou après l'échange du boîtier de régulation. De plus, une surveillance permanente s'assurait que la réponse du boîtier correspondait bien aux séquences vol-sol de l'avion et signalait toutes les anomalies au pilote.



A partir de l'A320, l'adoption de l'électronique numérique permet de réaliser un test permanent analogue au précédent, mais plus complet. De plus, de façon à assurer les vols en cas d'une panne simple, le boîtier comporte deux circuits identiques indépendants, auto-surveillés et en cas de panne sur un circuit, les fonctions sont assurées par commutation sur le 2<sup>ème</sup> circuit, selon une logique adéquate. L'avion peut donc voler avec une voie en panne (redondance).

Par ailleurs, la capacité de calcul des boîtiers numériques permet la suppression des tachymètres de roues avant, qui représentaient une certaine complexité et une certaine fragilité pour le SPAD en cas de détériorations sur l'atterrisseur avant. Cette vitesse fut calculée à partir de la mise en vitesse des roues principales, sachant qu'à l'atterrissage, tant qu'elles accélèrent, la vitesse de l'avion n'est pas atteinte. En fin d'accélération, la vitesse est mémorisée, puis diminue ensuite en fonction de la décélération de l'avion, laquelle est donnée par les centrales à inertie.

Enfin, l'intégration des fonctions ne s'arrêta pas à celles impliquées dans le freinage. Le calculateur, nécessairement très puissant, n'étant sollicité pour le freinage que sur une période très courte, on imagina de l'utiliser pour d'autres fonctions. La première fut la commande d'orientation des roues avant de l'A320 dont les circuits de commande, de surveillance et de test furent intégrés à ceux du boîtier de freinage. L'intégration alla encore plus loin sur le Rafale puisque, sous une autre réalisation, un même boîtier assure les fonctionnalités de la commande et de la régulation du freinage, de la commande d'orientation de roues avant, de celle de la manœuvre train-trappes, avec en plus un certain nombre de surveillances hydrauliques. Pour l'A340, l'architecture redondante et les fonctions de l'A320 furent conservées. Toutefois, la génération des microprocesseurs utilisés étant plus rapide que celle de l'A320, les fonctions de surveillance furent complétées. L'intégration progressive des fonctions est indiquée (figure 4-22).

#### LE TÉMOIGNAGE DE THIERRY LASBLEIS

Alors que j'étais jeune élève ingénieur, je me souviens que l'accent était mis sur l'importance de savoir transposer la fonction de transfert d'un automatisme analogique en fonction de transfert numérique. Cette notion était abordée plus sous la forme d'un énoncé de mathématiques abstraites que sous l'aspect pratique d'un problème industriel à résoudre. Et pourtant... Au sortir de l'Ecole Nationale Supérieure des Techniques Avancées (ENSTA), j'allais retrouver chez Messier-Bugatti cette problématique au quotidien : L'Airbus A320, « l'avion tout numérique » allait rentrer en phase d'essais en vol, et pour cela, Messier-Bugatti avait la responsabilité de régler la fonction antiskid réalisée par filtrage numérique. Le grand défi à relever a consisté à établir « *l'outil de communication* » entre les experts de l'analogique (ceux qui savaient régler un anti-patinage) et les experts du numérique (ceux qui savaient le programmer). Ma première mission a consisté à créer les outils de simulation établissant le lien déterministe entre des séries de résistances, capacités et d'inductances telles qu'elles existaient sur l'A300 ou l'A310 et dont l'ajustement au fer à souder parlait instantanément aux experts du freinage et les coefficients de cette mystérieuse série numérique appelée transformée de Fourier. Certes, il y a eu des aller-retours entre les équipes analogiques et les équipes numériques. Beaucoup de non-linéarités du filtrage numérique (saturation de registres internes, tests conditionnels, reset sur évènement,...) ont d'abord mené à mal le côté présumé déterministe de la magique transformée de Fourier. La première campagne de réglage 1<sup>er</sup> vol du système de freinage de l'A320 sur le dynamomètre de Montrouge s'est soldée par un succès ouvrant la voie à de nombreuses pistes d'amélioration offertes par le numérique. Que reste-t-il aujourd'hui de cette époque charnière ? Tout, c'est à dire des experts freinage bilingues, parlant le numérique et l'analogique.

A noter que pour le développement des calculateurs numériques, il a fallu avoir recours à l'outil S.A.O. (spécification assistées par ordinateur). En effet, vu la taille des programmes, si les spécifications ne sont pas cohérentes il est impossible d'obtenir un logiciel, donc un fonctionnement, correct. En conséquence, le bureau d'études concerné chez Messier-Bugatti dut adapter ses méthodes de travail et se renforcer en faisant venir de jeunes ingénieurs qui se familiarisèrent vite avec les nouvelles méthodes et coopérèrent avec les ateliers logiciels des sociétés chargées de réaliser les calculateurs électroniques (voir ci-dessus le témoignage de Thierry Lasbleis sur la charnière analogique-numérique).

### *La simulation des systèmes de freinage*

Au début des années 60, les performances des simulateurs électroniques analogiques étaient largement insuffisantes pour simuler la fonction freinage avec anti-dérapant qui est la plus rapide de tout l'avion. Aussi les essais de mise au point étaient réalisés sur machine d'essais de roue/frein/pneus. Des petites machines de faible capacité (Coatalen chez Hispano-Suiza, MF1 chez Messier) permirent de régler les matériels jusqu'au Mirage F1. Les essais des matériels Concorde furent réalisés au CEAT sur machine Adamson, et même par la suite chez Dunlop à Coventry pour le Concorde série. Les diverses mises au point suivantes furent réparties selon les disponibilités sur la machine Adamson et sur la machine « Bugatti » de Messier-Bugatti. Par la suite la MF1 vit ses performances augmentées pour pouvoir régler le Rafale ou le Falcon 2000. Dans tous les cas, « une panoplie hydraulique » correspondant aux circuits de l'avion (mêmes composants, mêmes diamètres et longueurs de tuyauteries) permettait de très près le circuit hydraulique (figure 4-23 pour la réalisation d'une telle panoplie).

La campagne d'essai de 1990 chez Boeing, nous fit faire connaissance avec un simulateur performant. Les fonctions couple de frein et frottement pneu-piste étaient fournies en temps réel par le simulateur. (En fonction des résultats de la campagne d'essai de 1975 à la NASA), mais le circuit hydraulique et le frein étaient réels. Suite à cette campagne d'essai, Messier-Bugatti, avec l'aide financière du STPA, approvisionna le même simulateur et réalisa les logiciels nécessaires. Le réglage sur simulateur permet d'acquérir rapidement une configuration satisfaisante mais, du moins au début, ne remplaça pas une vérification sur machine à volant, avec « fignotage » des réglages, avant de monter sur avion.

### *L'industrie française des systèmes de freinage*

Un système de freinage, tel que décrit ci-dessus, se compose d'éléments hydrauliques et mécaniques, d'un calculateur électronique et de moyens de mesure des vitesses de roues. Un systémier tel que Messier-Bugatti a la capacité de fournir les matériels hydrauliques et mécaniques, quelquefois électroniques. Toutefois, la fabrication est plutôt sous-traitée.

Pour les boîtiers électroniques du SPAD, la coopération commença avec Analac, filiale de CSF. Après plusieurs changements de société ou de raison sociale, tout en coopérant avec à peu près la même équipe, Messier-Bugatti travailla avec CAE, CIMSA, CIMSA-SINTRA, puis Thomson-CSF à l'époque de l'A340. Toutefois, le boîtier électronique de l'A310, puis celui de l'A320 fut fourni par le département

électronique d'Aérospatiale. Quand au Mini-Modulator, les boîtiers furent conçus et fabriqués par le laboratoire d'essais de Messier-Bugatti. Dans tous les cas, les boîtiers étaient réalisés sur spécification de Messier-Bugatti et les réglages étaient effectués sous sa responsabilité.

Dans le cas des matériels très spéciaux comme les servo-valves, la fourniture fut le résultat d'une longue coopération avec d'abord SOM-CRH qui devint SOPELEM, puis LHC (L'Hydraulique de Châteaudun).

Quand au tachymètre, les premières génératrices tachymétriques furent fournies par Socitec qui les importait de la société américaine Servo-Teck, ceci jusqu'aux A300. Un appel d'offre fut lancé dans le cadre de l'A310 pour la fourniture de tachymètres alternatifs. Ce fut à nouveau Socitec qui fut choisie avec un appareil de sa conception et sa réalisation. Pour les avions de plus petite taille, cette société étudia et fournit un tachymètre plus petit.

Le transmetteur de position pédale d'origine, de Concorde, fut fourni sur spécifications Messier-Bugatti par une division de Schlumberger qui devint par la suite Enertec, puis en dernier par Socitec. Les transmetteurs de position pédale du Falcon 2000 sont fournis par Sensorex.

On voit donc que l'industrie française de la régulation du freinage des avions apporte une charge importante à de multiples sociétés.

Il faut souligner que, grâce :

- à l'introduction d'un principe novateur dont l'efficacité fut démontrée sur avion et lors de plusieurs confrontations avec les concurrents,
- aux efforts en études et recherches des industriels français et au soutien très significatif de l'Etat en ce domaine (STPA, CEAT, CEV),

la société Messier-Bugatti est devenue l'un des deux grands spécialistes mondiaux des systèmes de freinage pour avion (son concurrent principal étant la société américaine Hydro-Aire). En particulier, comme nous l'avons déjà souligné, elle équipe tous les avions Airbus et tous les avions militaires français, ainsi que les Falcon 900 et 2000, l'AMX et l'avion argentin IA 63.

## LA REGLEMENTATION

### *Les normes en vigueur*

Le freinage est une fonction primordiale pour la sécurité des avions. Les vitesses de décollage et d'atterrissage sont telles que tous les moyens de ralentissement autres que les freins de roues sont largement insuffisants pour assurer l'arrêt de l'avion et pas toujours utilisés par sécurité. Il est donc naturel que les Etats aient imposé des normes de performances minimales assurant une sécurité suffisante.

D'abord, les normes militaires :

- Norme française Air 8507 A qui impose la performance minimale autorisant un avion militaire ou civil, à voler.

- Norme américaine MIL 5013 K analogue à la norme française mais qui fait référence dans de nombreux pays.
- Norme britannique BCAR utilisée outre manche.

Ensuite, les normes civiles :

- La F.A.A (Fédéral Aviation Administration) américaine impose la norme FAR 25 à tous les avions susceptibles de se poser aux Etats Unis. De fait, cette norme fait référence dans le monde entier ou presque.
- Les pays européens se sont regroupés pour former le J.A.A (Joint Aviation Authority) pour élaborer des normes JAR très proches des normes FAR.
- D'autres organismes de normalisation (EUROCAE par exemple) n'ont pas force de loi.

Les avionneurs éditent des spécifications qui doivent respecter les règlements officiels, mais qui en général demandent des performances plus sévères (décélération) et des paramètres minimaux supplémentaires comme les durées des freins et des roues.

En France, le SIAR (Surveillance Industrielle de l'Armement) pour les avions militaires, et la DGAC (Division Générale de l'Aviation Civile) pour les avions civils ont pour rôle de faire appliquer les règlements officiels. L'Etat est donc présent tout au long de la mise au point des matériels pour vérifier que ceux-ci assurent bien la sécurité demandée.

### *Les niveaux de sanction*

On peut définir trois niveaux successifs de sanctions.

L'homologation est accordée lorsque les normes officielles de performances sont démontrées par essais sur machines. En effet, les roues et freins n'étant pas toujours spécifiques à un avion, un matériel dont les performances ont été démontrées à un certain niveau peut être utilisé sur un autre avion à un niveau inférieur ou égal sans autre démonstration<sup>167</sup>. Pour les matériels civils, l'homologation est entérinée par un T.S.O (Technical Standard Order C.26.C pour les roues et les freins) ou une fiche d'équipement Air pour les matériels militaires. La roue est homologuée seule<sup>168</sup>, mais le frein est homologué dans l'ensemble roue-frein-pneu.

La qualification : n'est pas une étape officielle, on l'utilise en général lorsque le matériel a démontré son adaptation aux normes de l'avionneur.

La certification correspond à l'autorisation d'emploi de l'avion à l'intérieur des performances démontrées par des essais en vraie grandeur et pas seulement pour le freinage. Elle est sanctionnée par la délivrance d'un certificat de navigabilité, délivré par les autorités compétentes, et qui permet l'utilisation opérationnelle de l'avion.

Dans le cas des avions militaires, les essais au banc sont en général réalisés sur des machines appartenant à l'Etat comme au CEAT par exemple. Les mêmes

---

<sup>167</sup> C'est le cas pour les freins A310-300 et A310-200 carbone et pour les roues A310 -300/200 et A320.

<sup>168</sup> Quoiqu'elle ait besoin d'un pneumatique pour effectuer ses essais d'homologation.

machines sont aussi utilisées si besoin est pour les matériels civils. Mais, vu la quantité des essais à réaliser pour tous les programmes, un essai d'homologation donné peut aussi être réalisé sur une machine disponible et adaptée chez le fournisseur, mais toujours sous le contrôle d'un organisme de l'Etat.

## LES ESSAIS DE FREINAGE

### *Les machines d'essais des roues et freins (et pneumatiques)*

Les essais d'endurance des roues et les essais de freinage nécessitent des machines bien spécifiques et représentant des investissements importants :

- machines de roulage pour les roues et pneumatiques
- dynamomètres pour les freins et les régulations de freinage,

Diversifiées selon l'usage, elles ont en commun d'utiliser des volants pour reproduire soit la vitesse de roulage de l'avion (essais de roues et de pneus), soit l'énergie cinétique à absorber par le frein, soit les deux. Ces volants sont lancés en rotation par un moto-réducteur, afin de porter leur vitesse circonférentielle à la vitesse de roulage de l'avion.

Sur les machines de roulage l'ensemble roue-pneu, monté sur un chariot, est appliqué sur le volant par un vérin hydraulique simulant la charge verticale sur la roue. De plus les chariots de ces machines ont été perfectionnés au cours du temps pour reproduire les angles de ripé et de carrossage, et ainsi permettre des essais d'endurance plus réalistes. Voir la photo d'une telle machine (Messier-Hispano-Bugatti) sur la figure 4-24.

Les dynamomètres pour essais de freinage avec l'ensemble roue-pneu-frein sont d'un principe analogue, à ceci près que le chariot ne conserve pas nécessairement la capacité de réglage angulaire, et surtout que le volant devient un volant d'inertie. Ce volant comporte plusieurs disques pouvant être accolés pour ajuster l'inertie à la valeur désirée. La photo de la figure 4-25 représente un dynamomètre de ce type (Messier-Bugatti). Ces machines offrent également la possibilité d'effectuer des essais de régulation de freinage.

Bien que, dans certains cas, leur taux d'utilisation ait été amélioré par l'adjonction d'un deuxième chariot, ces dynamomètres sont d'un emploi assez lourd. Par conséquent pour la mise au point des freins eux-mêmes il est souvent fait appel à des machines différentes, dites « machines axiales », car le frein (et sa demi-roue) y sont montés sur l'axe des volants d'inertie. Le frein peut ainsi être essayé en totalité ou en partie, c'est à dire à la limite avec un seul rotor, ce qui est précieux pour l'évaluation de disques, en matériau nouveau par exemple. Voir la photo d'une telle machine (Messier-Bugatti) sur la figure 4-26.

L'arrivée de Concorde et des premiers Airbus a singulièrement accru les énergies de freinage, les vitesses de roulage (surtout dans le cas de Concorde) et les efforts au sol. Il a donc fallu disposer de gros dynamomètres capables d'une énergie pouvant aller jusqu'à 100 Mégajoules, ainsi que de grosses machines de roulage capables de vitesses et d'efforts élevés. Dès le tournant entre les années 1960 et les années 1970, l'Etat avait procédé aux investissements nécessaires pour équiper le

CEAT de telles machines. Elles n'avaient alors pas d'équivalent en France. Les moyens d'essai du CEAT, par leur ampleur et leur diversité, ont constitué une aide fondamentale pour les industriels du freinage, qui les ont largement utilisés, comme on a pu le constater à la lecture des pages précédentes. Dans le domaine qui nous intéresse, le CEAT avait en effet mis en service, plusieurs importantes machines, toujours en service de nos jours. Les deux plus grosses sont des machines Adamson à volant. La première, équipée d'un volant à inertie variable, est capable d'une vitesse circonférentielle de 400 km/h. Elle permet d'essayer des freins importants tels ceux de Concorde et des Airbus (voir la photo de la figure 4-27). La seconde, mise en service en 1967, permet les essais de pneus avec simulation de tous les cas d'atterrissage et de décollage (ambiance thermique, angles de ripé et de carrossage) pour des vitesses atteignant 640 km/h et des efforts maximaux de 350 000 Newton. Elles sont complétées, notamment, par une machine dite Repiquet mise en service en 1971, permettant les essais de pneus pour des vitesses atteignant 500 km/h et des efforts maximaux de 160 000 Newton, et par une machine axiale à deux postes, spécialement adaptée aux essais de freins et pouvant entraîner la roue jusqu'à la vitesse de 3000 tours par minute (soit plus de 500 km/h pour une roue de 20 pouces)<sup>169</sup>.

De leur côté, Messier et Hispano-Suiza avaient ressenti dès le début des années 1970 le besoin de se doter d'un gros dynamomètre pour faciliter leurs travaux de recherche et de mise au point de freins et régulateurs de freinage. Une fois regroupées dans Messier-Hispano-Bugatti elles purent réunir leurs forces et lancèrent la construction d'une machine comportant un volant de 9 mètres de diamètre et capable d'une vitesse circonférentielle de 400 km/h et d'une énergie dépassant les 100 Mégajoules (machine dite « Bugatti » de la figure 4-25). Construite au début des années 1970 et implantée dans l'usine de Montrouge, elle fut perfectionnée au début des années 1980 pour recevoir un second chariot identique au premier. Pour des recherches de vibrations en freinage, en particulier sur F900, on adapta un montage permettant de recevoir un atterrisseur complet de cet avion. A la fin des années 80, on doubla pratiquement la puissance de cette machine en ajoutant un lot de volant d'inertie que l'on pouvait coupler au volant principal. L'inertie maximale passa de 34.80 Tm<sup>2</sup> volant seul à 68.52 T m<sup>2</sup> avec ses volants additionnels, ce qui permet théoriquement d'emmagasiner 135 Mégajoules à 90 m/s. En 1990 elle fut transférée au centre de Vélizy où, quelques années plus tard, elle sera rejointe par une machine plus puissante.

En outre, une petite machine à volant de 2 m de diamètre, dite MF1, était surtout utilisée pour les essais d'antidérapants. Son inertie était trop faible pour les essais de freins. Par contre, après son transfert à Vélizy, on lui ajouta des inertie additionnelles, on élargit le volant, et un bâti au dessus du volant permit de monter des atterrisseurs complets. C'est ainsi qu'on mis au point l'antidérapant du Rafale série et celui du Falcon 2000.

Ces machines à volant s'ajoutaient aux machines axiales qui, de tous temps, avaient existé chez Messier et étaient renouvelées pour augmenter leur puissance. Ainsi, une machine axiale à peu près identique à celle du CEAT permettait de faire des essais de développement de petits freins, mais servait surtout à la recherche.

---

<sup>169</sup> D'après documentation CEAT.

Pour accroître la capacité de recherche sur les freins, on construisit sur le site de Vélizy une grosse machine axiale, dite MF4, à deux postes, capable d'une part de freins Airbus complets jusqu'à 150 MJ et d'autre part de travailler en automatique par exemple pour les essais d'endurance, ce qui fit gagner énormément de temps (machine de la figure 4-26).

Pour ce qui concerne l'endurance des roues, Messier avait construit dès 1950 une des premières machines de roulage en France. Elle était constituée d'un volant de 2 mètres de diamètre, d'une moto-réducteur et d'un bras de levier pivotant sur un support à l'une de ses extrémités. L'autre extrémité comportait une fourche pour le montage de la roue à essayer. L'effort à introduire sur la roue était créé par un poids placé sur le levier. Voir le schéma de principe de cette machine (figure 4-28). Par la suite Messier-Hispano-Bugatti a conçu et réalisé une machine, évoquée plus haut, également avec un volant de 2 mètres. Cette machine étant limitée en capacité, on profita du transfert à Vélizy pour augmenter notablement la capacité (effort jusqu'à 20 T). On pouvait aussi s'en servir de presse pour les mesures de contraintes sur roues, en habillant le volant d'un plateau sur lequel le pneu était appliqué.

### *Les essais de performance sur avions*

La certification de l'avion exige que l'enveloppe des performances de freinage soit mesurée sur avion. L'avionneur réalise alors, avec le matériel certifié, des essais de mesure des performances, dont le but est également de juger du « confort » du freinage, c'est à dire de s'assurer qu'il n'y a pas de couplage vibratoire indésirable, en particulier entre les freins et l'atterrisseur les recevant.

Ces essais comportent des atterrissages « perfo »<sup>170</sup>, des accélération-arrêts, et se terminent par l'essai le plus spectaculaire et le plus crucial qui est celui du refus de décollage (RTO). Pour cet essai, l'avion est à sa masse maximale au décollage. Pour échauffer les freins, un taxiage forfaitairement semblable à la réalité, est effectué. Puis l'avion est lancé jusqu'à sa vitesse de décision<sup>171</sup> et stoppé le plus court possible, puis il doit dégager la piste. La probabilité d'un tel freinage au cours d'un décollage en exploitation est de l'ordre de  $10^{-6}$  (avions civils). Le frein est dimensionné en énergie pour ce cas. Les températures atteintes (plus de 1500 °C sur les disques carbones) sont telles qu'au bout de 2 à 3 minutes, les fusibles de roue fondent pour faire chuter la pression dans les pneus et leur éviter d'éclater. D'autre part, il ne doit pas y avoir de feu notable en particulier sur les pneus pendant un délai de 5 mn après l'arrêt, sans intervention extérieure. Bien entendu, après cet essai, l'ensemble roue frein pneu est inutilisable.

Les essais de performances sont toujours réalisés sur sol sec. En effet tous les essais de mesure de coefficient de friction sur piste mouillée ont montré une forte dispersion, due en particulier à la hauteur d'eau. Faute de standard de piste mouillée, les performances mesurées sur sol sec sont multipliées par 1,6 (distances d'arrêt). Ce sont les performances mesurées sur avion qui permettent d'établir le manuel de vol, et non les spécifications.

---

<sup>170</sup> C'est à dire de démonstration des meilleures performances atteignables dans les cas normaux d'utilisation.

<sup>171</sup> Plus de 90 m/s sur Airbus, soit environ 330 km/h, c'est la vitesse maximale de roulage à laquelle le pilote est autorisé à freiner en cas de panne. Au-delà, il doit tenter le décollage.

Sur tous les programmes, civils et militaires, les essais de freinage sur avion ont été menés par l'avionneur, mais avec la complète assistance des fournisseurs des freins, roues, commande et régulation de freinage. Ils se déroulent sous l'étroite surveillance des Services Officiels de l'Etat, garants de leur validité et en charge d'accorder la certification.

### *Les essais d'évaluation sur avion*

Des essais sur avion peuvent être entrepris pour évaluer de nouveaux matériels ou systèmes. Nous en avons vu plusieurs exemples dans les pages consacrées à la régulation de freinage. Toutes les anti-dérapants conçus ou utilisés sur des avions français ont fait l'objet de campagnes d'essais au Centre d'Essai en Vol de Brétigny de la fin des années 1950 à la fin des années 1970. Par ordre chronologique citons les Ministop, Maxaret, SPAD, Modulator, Mini-Modulator, Modistop. C'est aussi à Brétigny que furent menés les premiers essais du freinage automatique. A une époque où les simulations théoriques étaient peu développées et incapables de rendre compte des phénomènes complexes de la réalité, ces essais d'évaluation sur avion ont représentés une aide très précieuse pour les industriels.

La lecture des rapports d'essais<sup>172</sup> permet de mesurer l'ampleur des efforts consentis par le STPA et le CEV. A chaque campagne, le matériel à évaluer était monté sur un avion du CEV qui effectuait des dizaines de roulages freinés dont une forte quantité d'accélération-arrêts, jusqu'à une cinquantaine dans certains cas. Les essais s'effectuaient sur piste sèche, sur piste mouillée (artificiellement à l'aide de camions citernes), sur flaque d'eau et même dans le cas des avions embarqués, sur des tôles simulant le pont du porte-avions, comme nous l'avons vu précédemment à propos de l'Etendard IV M. Pour chaque anti-dérapant plusieurs variantes pouvaient être évaluées sur un même avion, voire sur plusieurs types d'avions.

A noter également que, dans les années 70, le CEV a effectué plusieurs études de glissance des pistes, à l'époque où on cherchait une corrélation entre le coefficient de friction mesuré sur avion et celui déterminé par un véhicule terrestre. Parmi ces véhicules, le Stradographe développé par le CEBTP (Centre d'étude du bâtiment et des travaux publics) sur une base de break DS 21, comportait deux roues centrales dont le freinage était régulé par un boîtier SPAD sur lequel on pouvait faire varier le glissement, même au cours d'un freinage. Un Super Stradographe fut lancée par le STPA auprès de la société Matra, avec comme base une Mercedes 500 type compétition (moteur V8 400 CV). Faute de crédits suffisants le véhicule fut bien livré au CEV Brétigny, mais le programme ne fut pas poursuivi.

Par ailleurs, on sait que les caractéristiques des pneumatiques influent sur les performances du freinage. De nombreux essais furent également menés par le CEV dans ce domaine. Ainsi, ne serait-ce qu'à titre d'exemple, il faut aussi citer la campagne de freinages d'une Caravelle « Stade III » sur piste mouillée artificiellement sur une longueur de 500 mètres. Le but était de comprendre et de remédier à des blocages de roues observées par certaines compagnies utilisatrices. Les essais mirent en évidence un phénomène d'hydroplanage. A la suite de quoi les

---

<sup>172</sup> Consultés aux archives du CEV de Brétigny.



pneus pratiquement lisses montés sur l'avion, car d'usage courant à cet époque, furent remplacés par des pneus à rainures.

Nous avons répertorié, dans l'annexe 2 à ce chapitre, les essais relatifs au freinage effectués au CEV de Brétigny entre 1955 et 1980.

## ANNEXE 4.1

### « LA » COURBE DE $\mu$

« La » courbe de  $\mu$

Pour développer les antidérapants (antiskids) modernes, il a fallu mieux connaître le comportement du contact pneu-piste. On s'est aperçu que lorsqu'on freinait une roue équipée d'un pneu, celle-ci « glissait », par rapport à la vitesse du véhicule, lorsque le couple augmentait, puis, lorsque le couple devenait trop élevé, la roue partait assez brutalement jusqu'au blocage. C'est ainsi que l'on a déterminé une courbe de «  $\mu$  », c'est à dire du coefficient de frottement pneu-piste en fonction du taux de glissement de la roue freinée, ce taux de glissement étant défini comme :

$$\sigma = (\omega_{NF} - \omega_F) / \omega_{NF}$$

avec :  $\omega_{NF}$  = Vitesse roue non freinée

$\omega_F$  = Vitesse roue freinée

La figure 4-29 schématise cette courbe de  $\mu = f(\sigma)$  ou  $T = f(G)$

Avec :  $T$  = Effort de traînée

$G$  = Taux de glissement

Pour 3 cas de piste : sèche, humide et inondée.

A priori, ce sont les expérimentateurs de la NASA/Langley qui, les premiers ont mesuré ces fonctions, qui ont servi de base aux antidérapants évolués. C'est ainsi qu'on a pu imaginer un antidérapant à taux de glissement fixe comme le SPAD simple, et une recherche du maximum comme pour le SPAD « complet » de Concorde. Mais tout n'est pas si simple.

Les américains avaient déterminé cette courbe sur un blocage de roue, et comme celui-ci est brutal, sur une portion de pneu sans antécédent. La piste quant à elle, pouvait être considérée comme homogène. Mais en 1975, lors des essais SPAD du DC 9 consécutif à celui du Hydro-Aire MKII, on tomba devant une énigme : les pointes de  $\mu$  mesurées avec l'Hydro-Aire MKII étaient plus élevées que celles mesurées avec le SPAD, et pourtant, le  $\mu$  moyen de ce dernier était plus élevé, et donnait donc des distances d'arrêt plus courtes.

La cause fut trouvée lors du 3<sup>ème</sup> essai avec Dunlop, au cours duquel la température de surface du pneu en sortie de freinage fut mesurée en cours d'essai. Et on s'aperçut que le  $\mu$  instantané d'un échantillon de pneu dépendait de son historique récente en freinage : le  $\mu$  instantané augmentait jusqu'à obtenir une température de surface de l'ordre de 130°, puis s'écroulait dès cette température dépassée.

En fait, il est logique qu'un échantillon de pneu ne puisse absorber une énergie instantanée supérieure à une valeur donnée. Au delà, le caoutchouc fond localement. Donc, avec l'Hydro-Aire MKII, basé sur la décélération de la roue, il faut dépasser le  $\mu$  max instantané pour mesurer une décélération trop élevée, ce qui

« brûle le pneu, et la baisse de pression consécutive permet au glissement de revenir à des valeurs faibles, ce qui permet de régénérer le caoutchouc prêt pour un nouveau cycle. Par contre avec le SPAD, le taux de glissement est mieux maintenu, au voisinage du maximum, ce qui fait développer au caoutchouc une moyenne de  $\mu$  élevée, mais avec un  $\mu_{\max}$  plus faible que si le caoutchouc avait pu se régénérer au cours d'un cycle.

En fait, tous ces essais ont confirmé que « la famille » des courbes de  $\mu$  passait bien par un maximum autour de 12 à 15%, et qu'en fait ces courbes n'avaient pas un maximum très marqué. Le choix du SPAD, asservissement en glissement, fut donc un choix judicieux, ce qui fut à nouveau prouvé au cours des essais sur le simulateur BOEING en 1990, celui-ci ayant été programmé en fonction des résultats de la NASA. Ceci montre aussi que la recherche d'un maximum, comme le faisait le SPAD complet de Concorde, est assez illusoire car elle nécessite le dépassement du sommet de la courbe et en conséquence une dégradation du caoutchouc.

## ANNEXE 4.2

### LES ESSAIS D'INVESTIGATIONS SUR LE FREINAGE AU CEV DE BRETIGNY (DE 1955 A 1980)

*Pour les contrôleurs de freinage (quelques exemples) :*

- Mystère IV A et IV B : Adaptation des contrôleurs de freinage Ministop suite à des sorties de piste en escadre. Premiers essais sur piste mouillée.
- Etendard IV M : en 1961, comparaison du Ministop et du Maxaret par freinages sur un chemin en tôle simulant le pont du porte-avions, conduisant à l'adoption du Maxaret sur cet avion.
- Essais du Ministop, en 1962, sur Mirage III C n° 2.
- Evaluation préliminaire du SPAD, en 1963/64 sur SM B2, puis en 1966 sur la Caravelle 116, conduisant à son adoption sur Concorde, puis sur Airbus.
- Evaluation du Modulator sur SM B2 n° 3 en 1966/67, du Mini-Modulator sur Mirage III A n°1 en 1969/70, du Modistop sur Mirage III R 02, en 1978.

#### *Essais de freinage sur piste mouillées – Caravelle*

Ces essais particuliers exigèrent la mise en œuvre de moyens importants et souvent spectaculaires. L'un des meilleurs exemples concerna la Caravelle, dans le cadre des investigations faites pour résoudre des problèmes apparus dans certaines conditions d'utilisation (souvenirs de Jean-Claude Fayer et Jacques Grémont).

Suite à des blocages de roues intervenus en service sur des Caravelle Stade III lors de freinage sur piste mouillée, il fut décidé d'entreprendre une campagne d'essais, dans des conditions similaires, à Brétigny. Ceci représentait une difficulté bien plus grande que dans les cas des avions militaires, où il suffisait de mouiller la piste sur une bande étroite d'une centaine de mètres de long, à l'aide d'un seul camion-citerne des pompiers. Pour Caravelle, il fallait cette fois mouiller la piste sur une grande longueur, et de façon homogène, afin de pouvoir non seulement analyser le fonctionnement du contrôleur de freinage, mais aussi reproduire des distances réalistes de freinage. Une première tentative pour alimenter la piste en eau à l'aide de tuyaux en toile des pompiers fut un échec, en raison des fuites en cours de route. Le CEV choisit alors de mettre en œuvre une noria de six camions-citernes se ravitaillant chez les pompiers et déversant l'eau sur une bande centrale de 500 mètres de long. En débutant l'arrosage une heure avant le premier passage de l'avion, on obtenait une inondation représentative. Entre chaque passage, les camions reprenaient leur ballet. Il faut souligner que les servitudes très lourdes entraînées par cette opération ont été acceptées avec un esprit de coopération et un enthousiasme général chez tous les participants (les premiers arrivés étaient sur place à 5 h du matin, pour permettre de commencer les essais à 8h).

Les essais, qui eurent lieu en août 1959, mirent en évidence, à grande vitesse, la saturation du Maxaret, due à la faible charge sur les roues et à la mauvaise adhérence des pneus quasi lisses sur la piste mouillée, qui ne permettaient même pas de relancer les roues au relâchement du freinage. Des améliorations de réglage du Maxaret et surtout le montage de pneus rainurés, remédièrent à ces problèmes

## ANNEXE 4.3

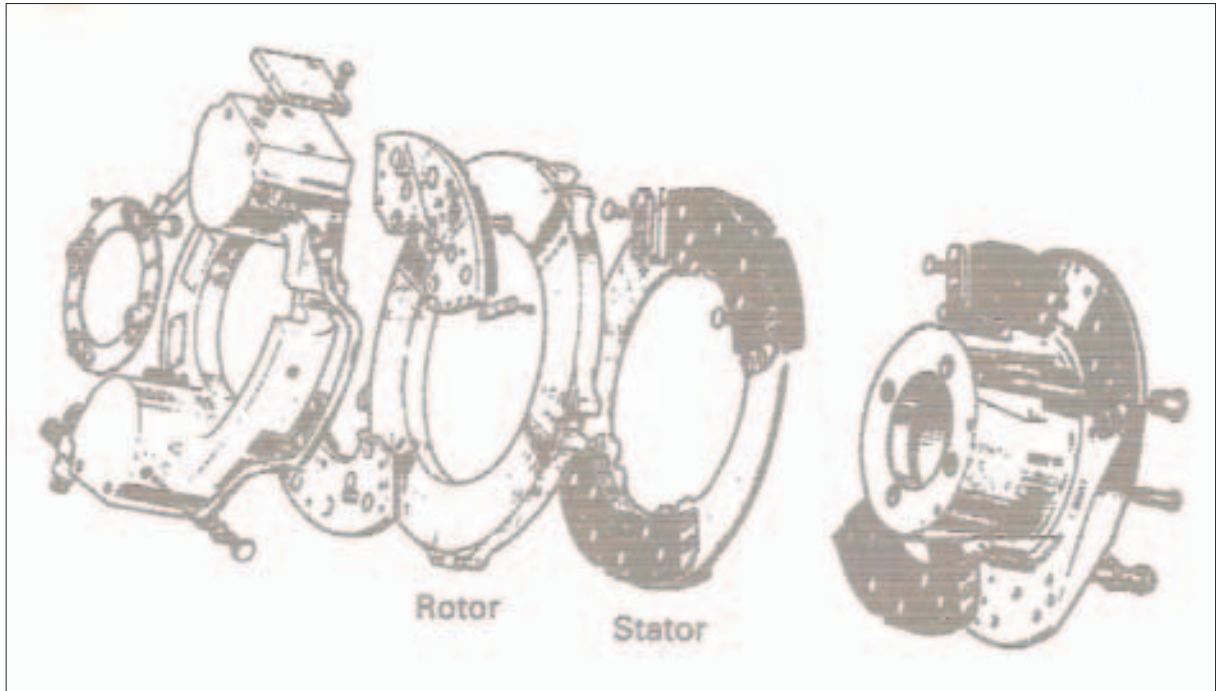
### ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 4

#### LISTE DES FIGURES

- Sauf exceptions indiquées, toutes ces figures sont de source Messier-Bugatti -

- 4-1 : Frein Messier, deux rotors acier, garnitures organiques (CM170 FougaMagister)
- 4-2 : Frein Messier à monorotor en cuivre et garnitures organiques du Mirage III C
- 4-3 : Frein Hispano-Suiza licence Dunlop à rotors en cuivre de Caravelle
- 4-4 : Élément de stator du frein Messier " Tribloc "
- 4-5 : Frein " Tribloc " du Fiat G91 Y
- 4-6 : Coupelle de frein Messier-Bugatti en matériau fritté pour A310 et A300-600
- 4-7 : Puits de chaleur du frein " acier " Messier-Bugatti pour l'A300-600
- 4-8 : Frein Messier " Carbo-compact " pour le Mirage F1
- 4-9 : Coupes comparatives de trois freins 15 pouces : cuivre, acier, carbone
- 4-10 : Frein carbone et roue Airbus
- 4-11 : Puits de chaleur A340 après un freinage RTO (détresse)
- 4-12 : Batterie de fours de densification chez Carbone Industrie
- 4-13 : Exposition de disques de freins en carbone-carbone
- 4-14 : Photo de l'antidérapant Maxaret entraîné par la roue
- 4-15 : La recherche du taux maximal de glissement
- 4-16 : Schéma de principe du SPAD
- 4-17 : Schéma de principe de la commande électrique de freinage
- 4-18 : Schéma de principe des systèmes de freinage
- 4-19 : Commande de freinage mécano-hydraulique du Mercure
- 4-20 : Commande de freinage hybride de l'A320
- 4-21 : Commande de freinage électro-hydraulique du Falcon 2000
- 4-22 : L'intégration des fonctions
- 4-23 : La " panoplie hydraulique " du freinage de l'A340
- 4-24 : La machine de roulage Messier-Bugatti (essais de roues)
- 4-25 : La machine " Bugatti " (dynamomètre de Messier-Bugatti)
- 4-26 : Machine axiale d'essais de freins chez Messier-Bugatti
- 4-27 : La machine Adamson à inertie variable du CEAT (source DGA/CEAT)
- 4-28 : La première machine de roulage de Messier
- 4-29 : Le coefficient d'adhérence en fonction du taux de glissement

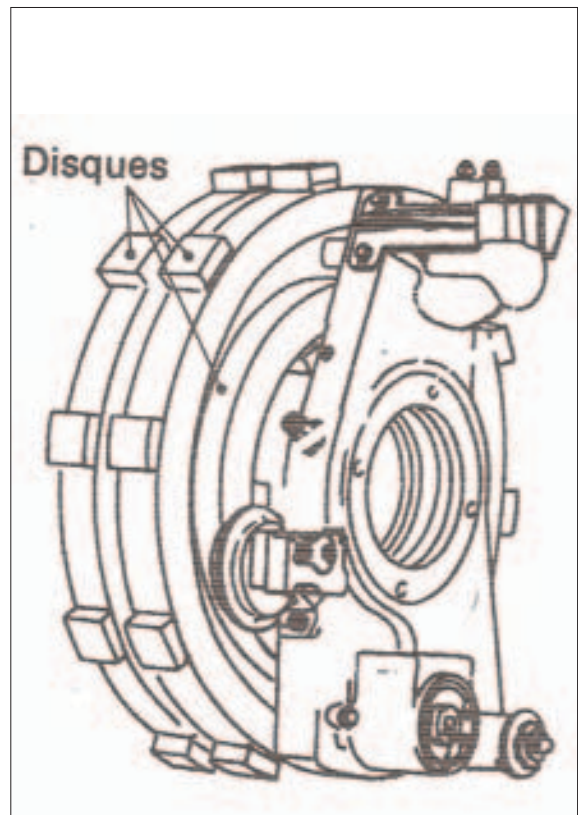
*Les photographies et images de source Messier-Bugatti reproduites dans cet ouvrage sont la propriété exclusive de cette société et ont été publiées avec son accord. Leur utilisation et leur reproduction sont interdites sauf l'autorisation préalable et écrite de Messier-Bugatti.*



4-1 : Frein Messier à deux rotors en acier et garnitures organiques du CM 170 Fouga Magister (source Messier-Bugatti)



4-2 : Frein Messier à monorotor en cuivre et garnitures organiques du Mirage III C (source Messier-Bugatti)



4-3 : Frein Hispano-Suiza licence Dunlop à rotors en cuivre de Caravelle (source Messier-Bugatti)



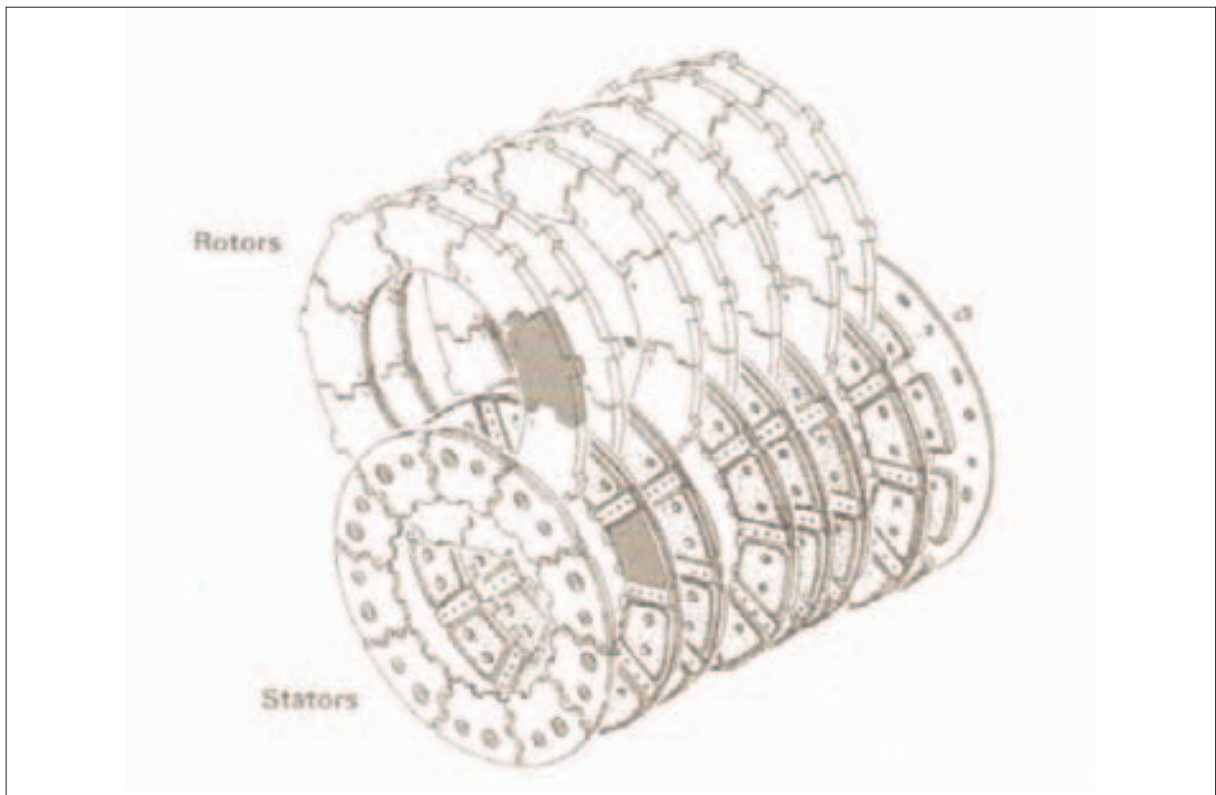
4-4 : Élément de stator du frein Messier " Tribloc " (source Messier-Bugatti)



4-5 : Frein " Tribloc " du Fiat G91 Y (source Messier-Bugatti)

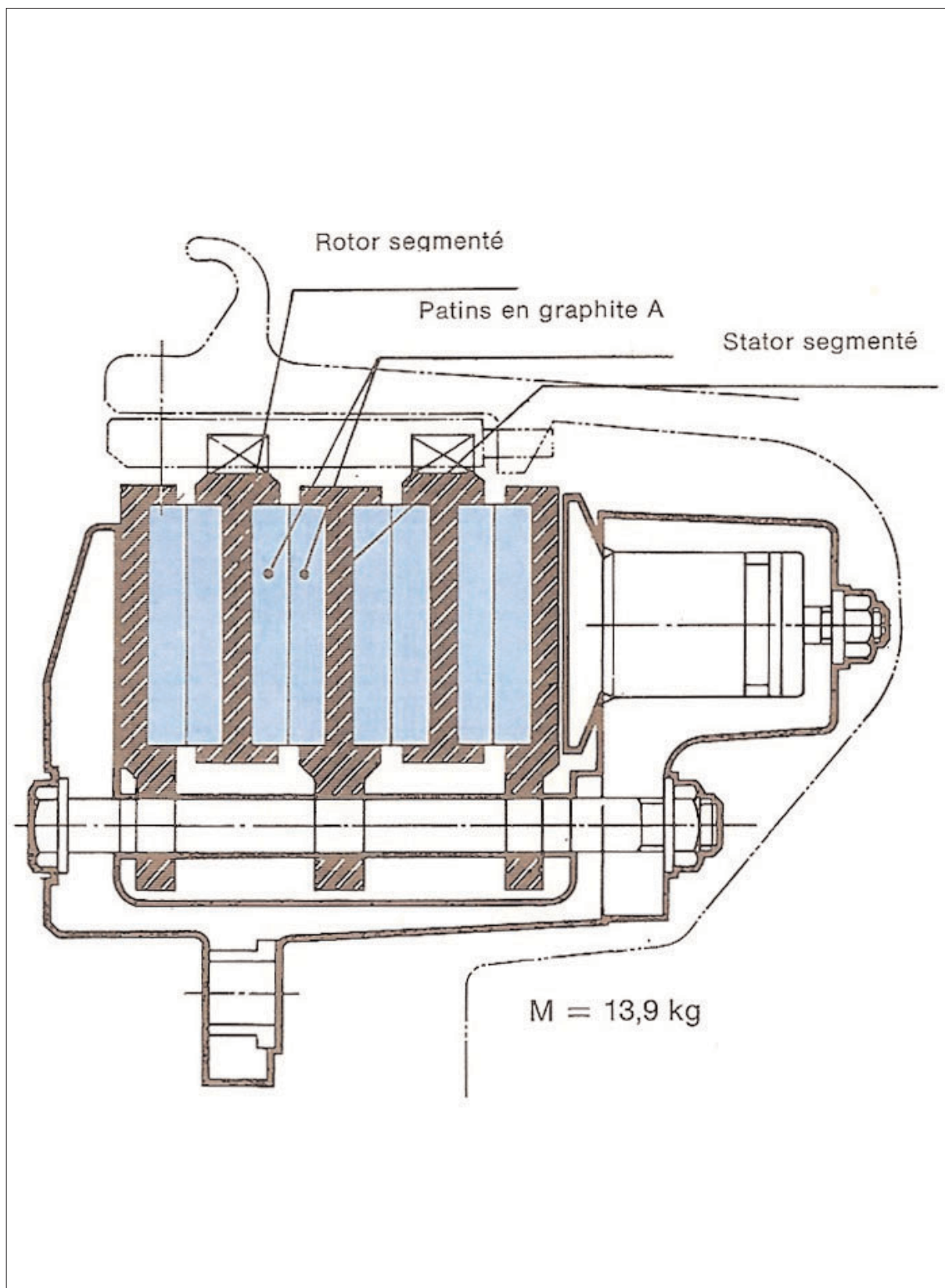


4-6 : Coupelle de frein Messier-Bugatti en matériau fritté pour A310 et A300-600 (source Messier-Bugatti)

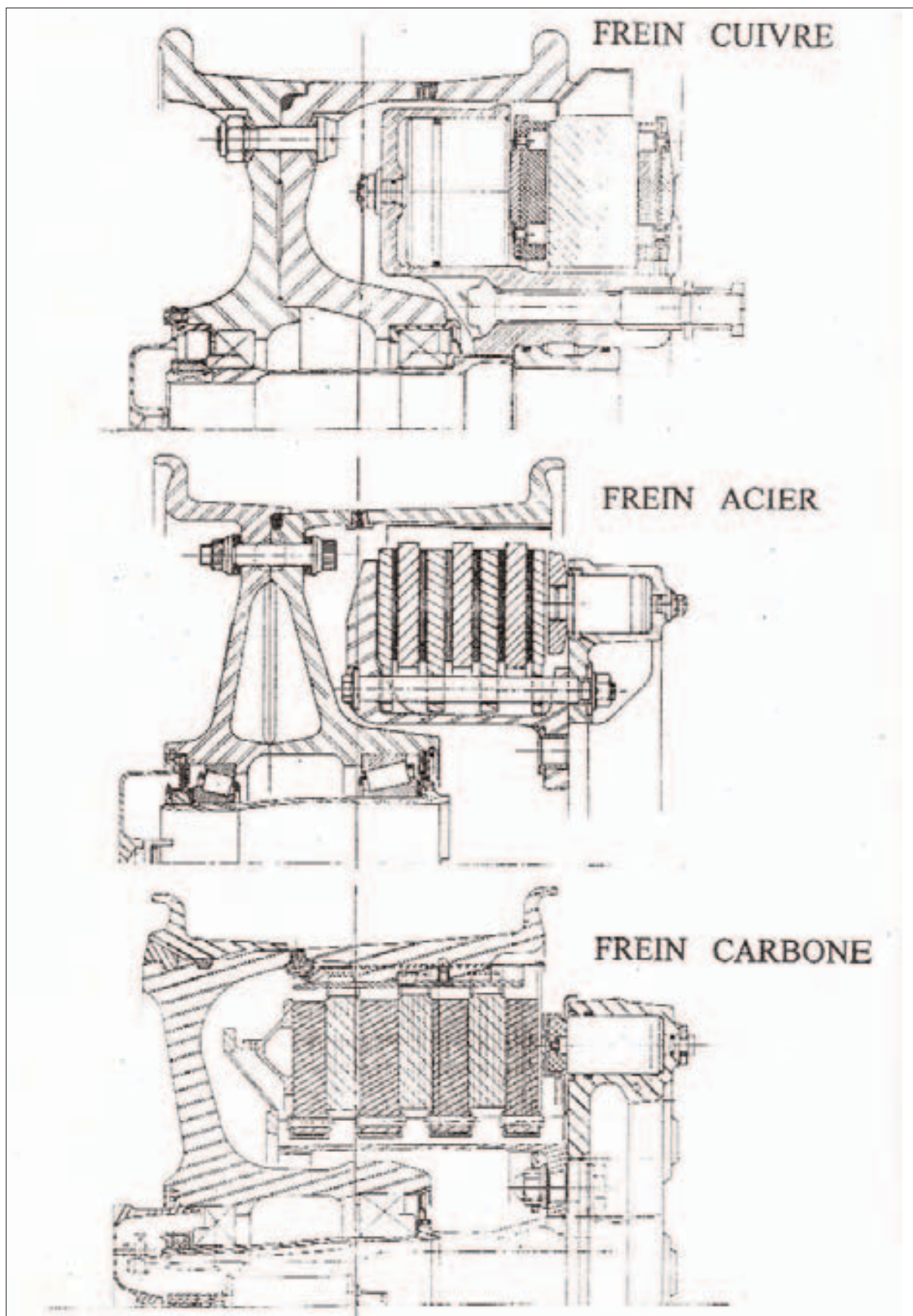


4-7 : Puits de chaleur du frein " acier " Messier-Bugatti pour l'A300-600 (source Messier-Bugatti)

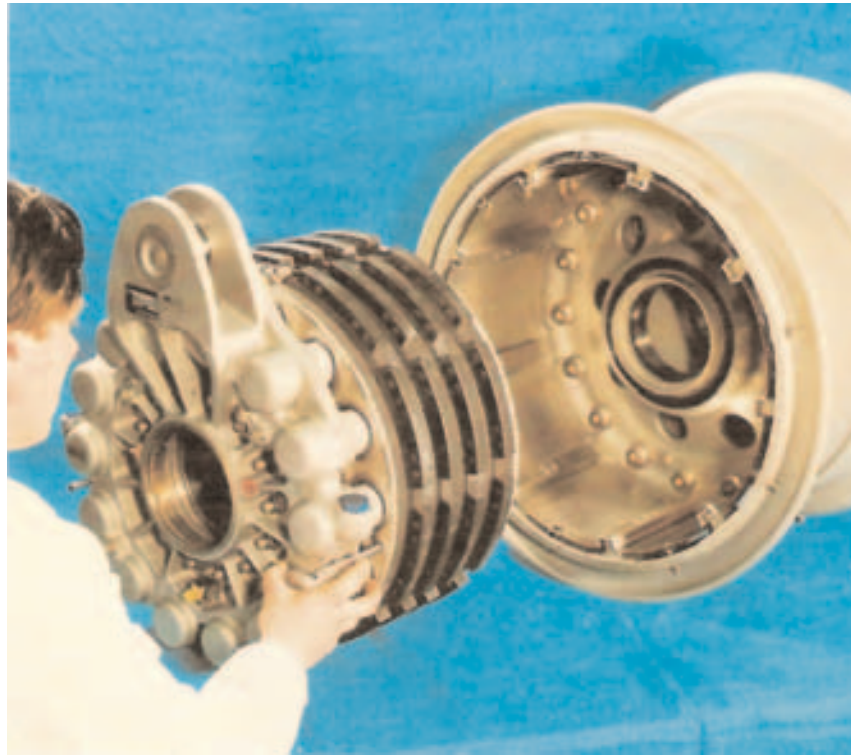




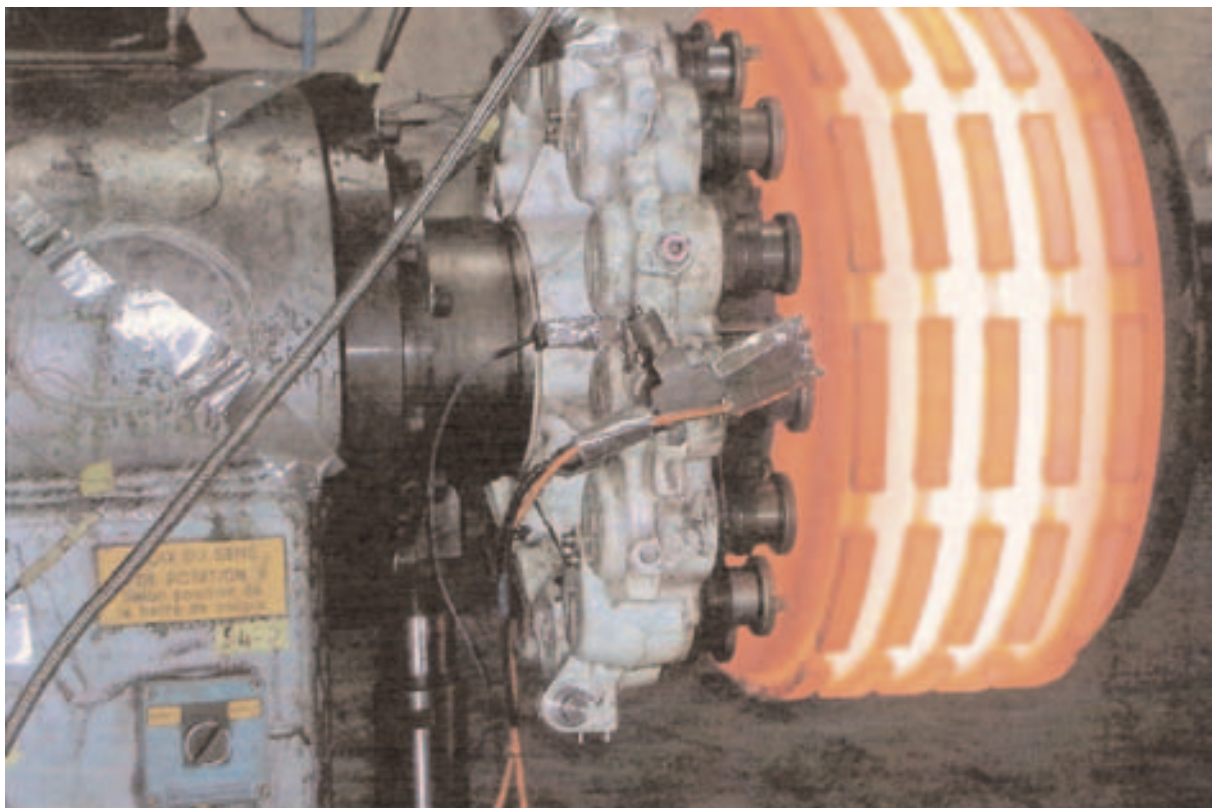
4-8 : Frein Messier " Carbo-compact " pour le Mirage F1 (source Messier-Bugatti)



4-9 : Coupes comparatives de trois freins 15 pouces : " cuivre ", " acier ", " carbone " (source Messier-Bugatti)



4-10 : Frein carbone et roue Airbus (source Messier-Bugatti)



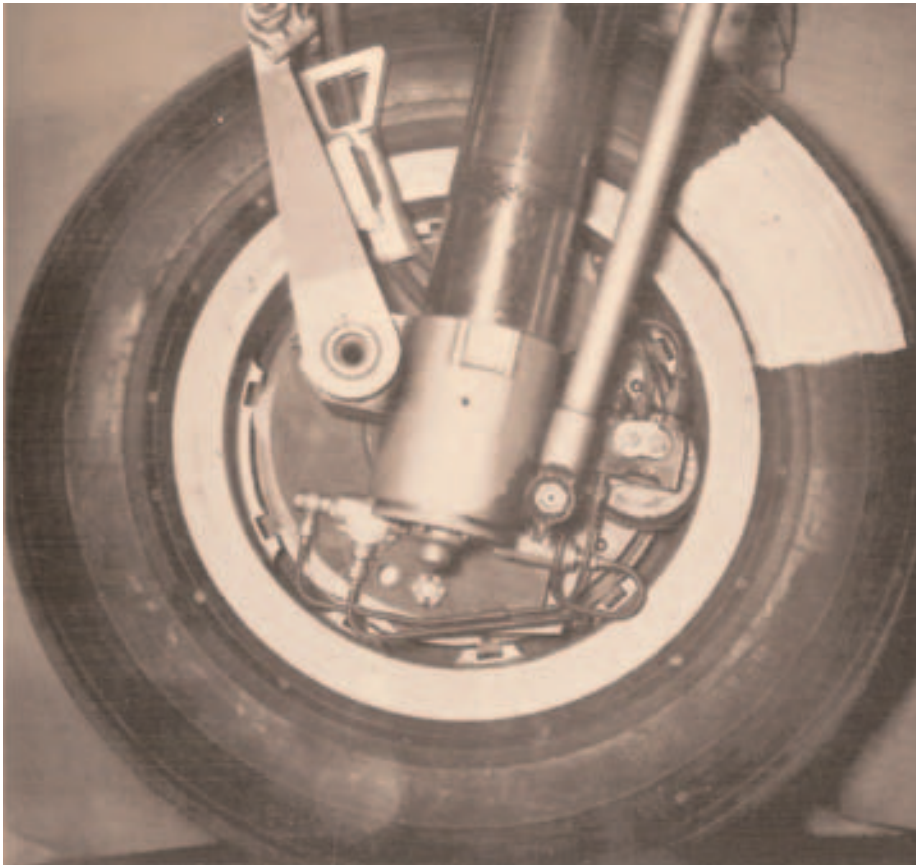
4-11 : Puits de chaleur A340 après un freinage RTO – détresse - (source Messier-Bugatti)



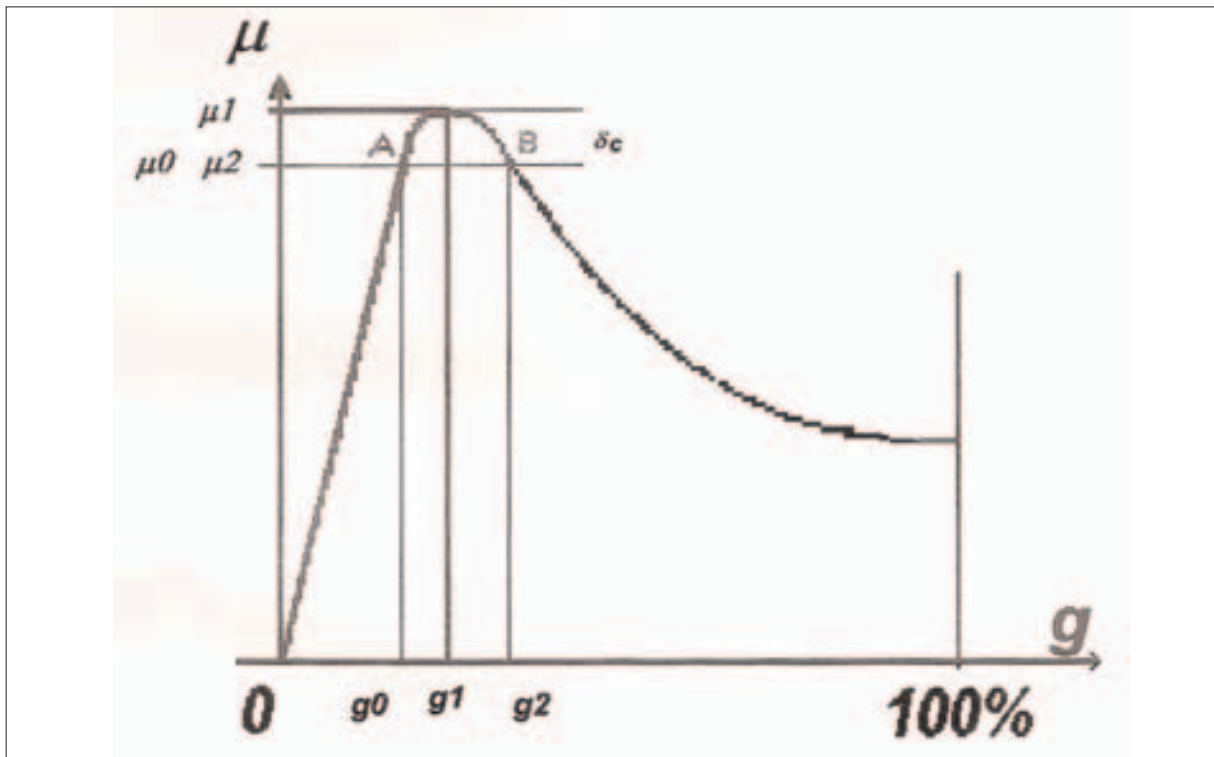
4-13 : Batterie de fours de densification chez Carbone-Industrie (source Messier-Bugatti)



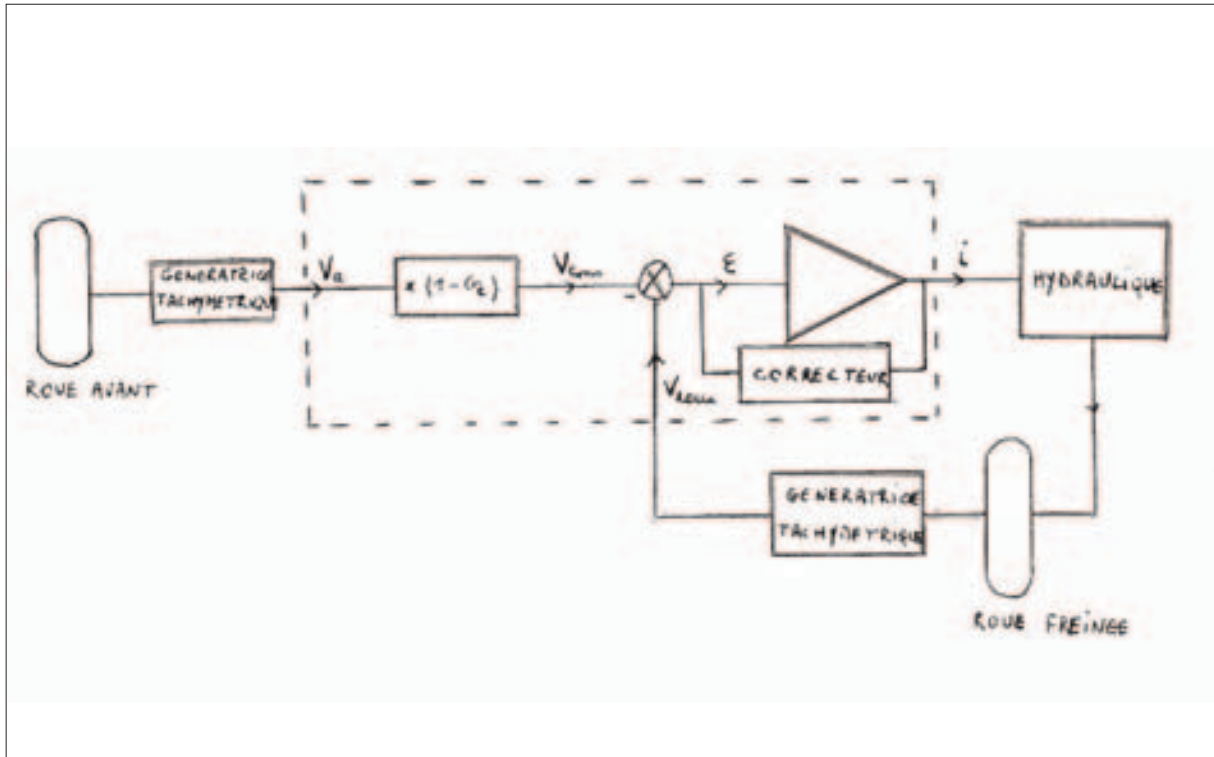
4-13 : Exposition de disques de freins en carbone-carbone (source Messier-Bugatti)



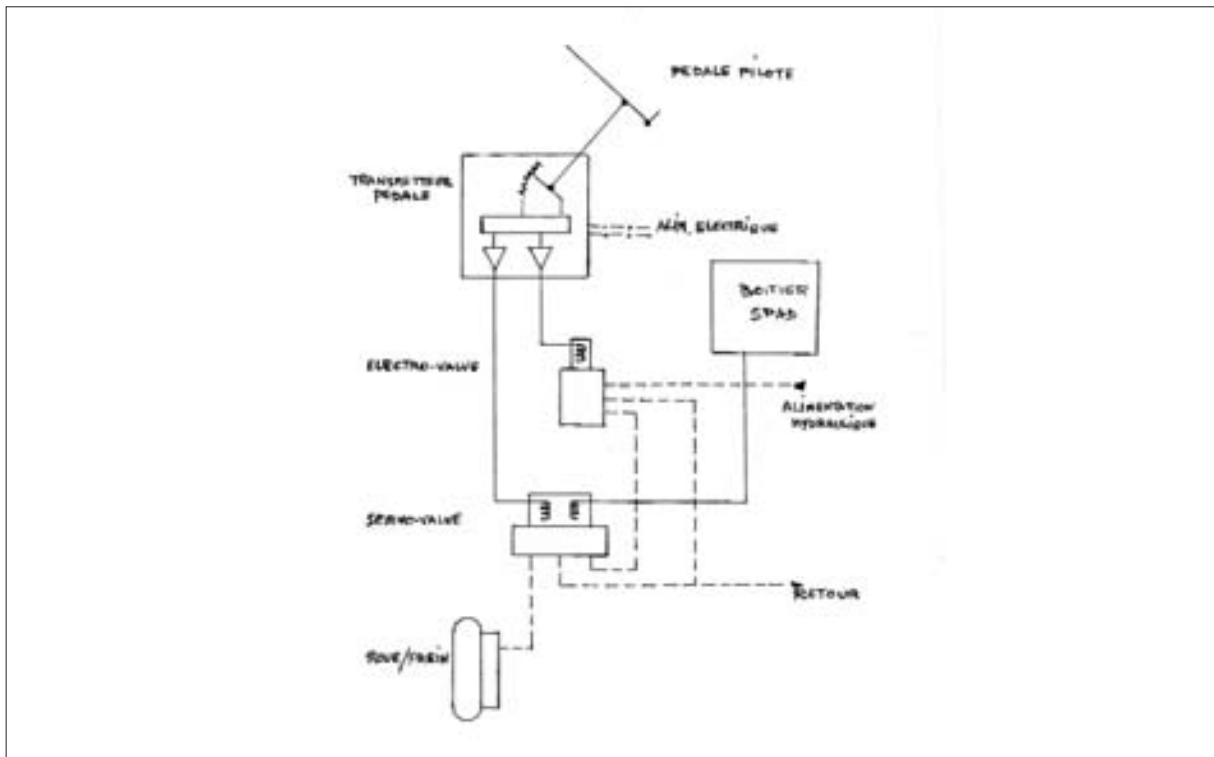
4-14 : Photo de l'anti-dérapant Maxaret entraîné par la roue (source Messier-Bugatti)



4-15 : La recherche du taux maximal de glissement (source Messier-Bugatti)

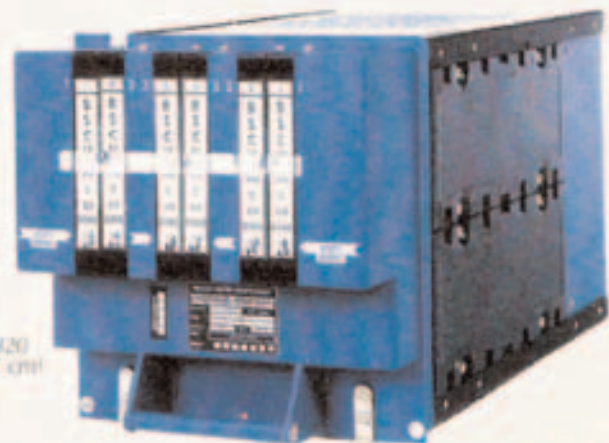
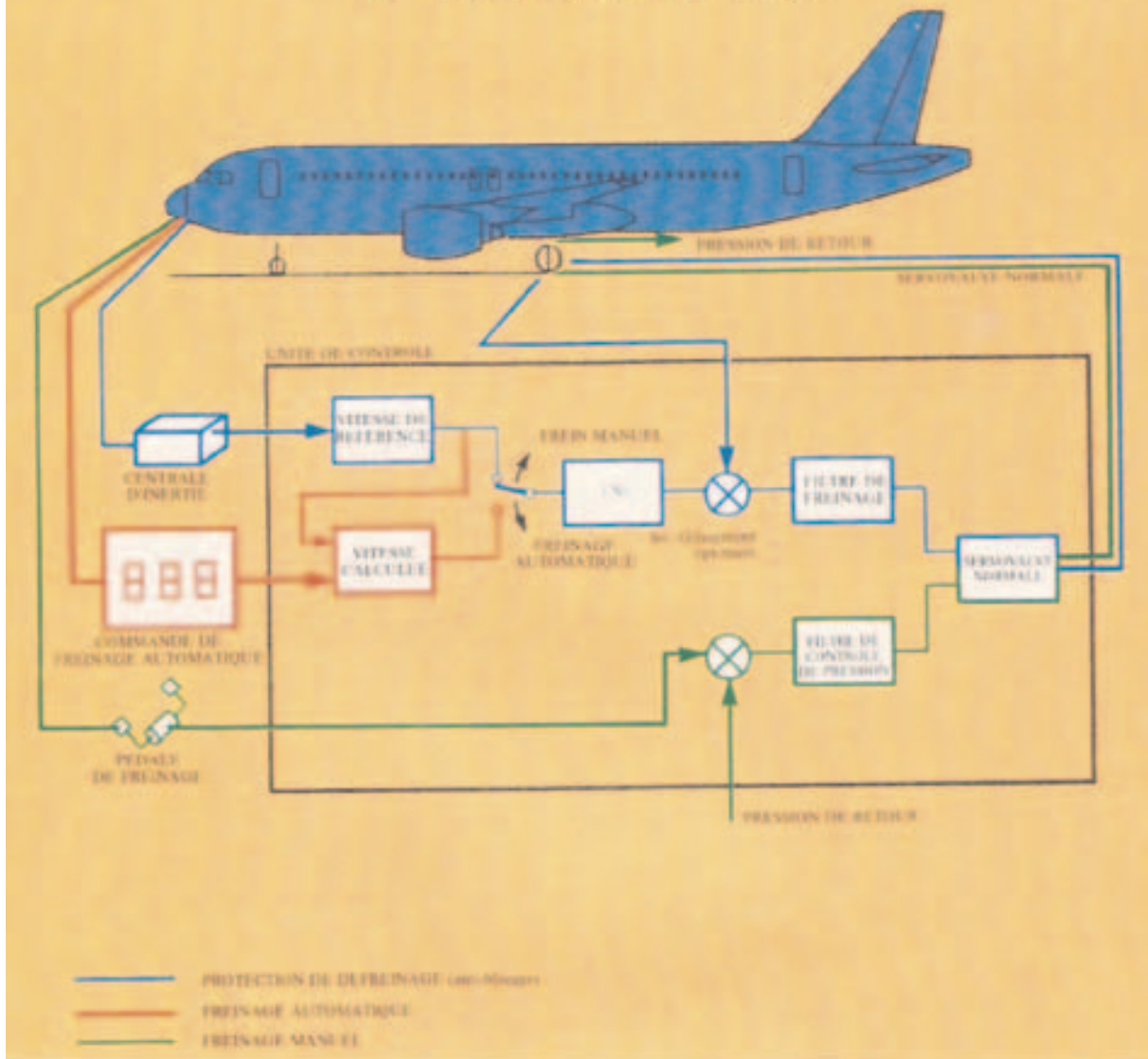


4-16 : Schéma de principe du SPAD (source Messier-Bugatti)

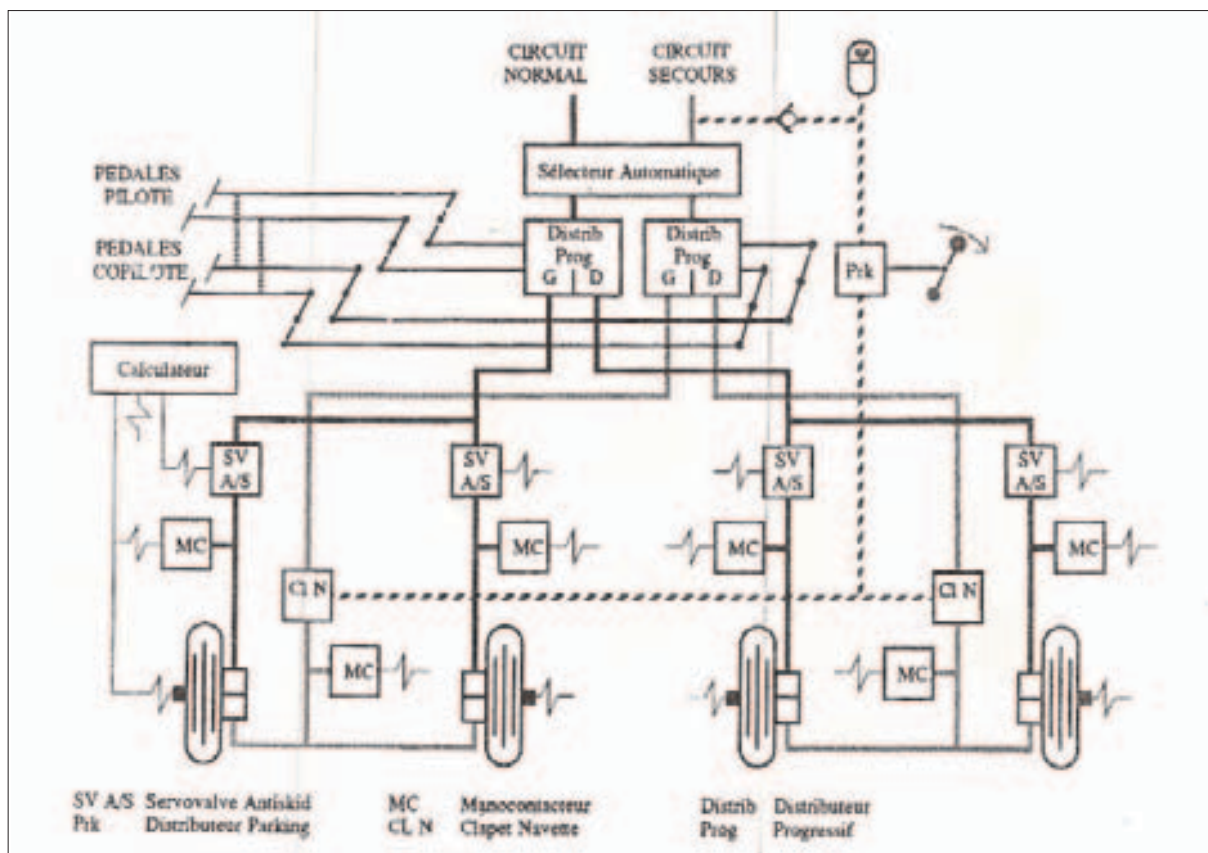


4-17 : Schéma de principe de la commande électrique de freinage (source Messier-Bugatti)

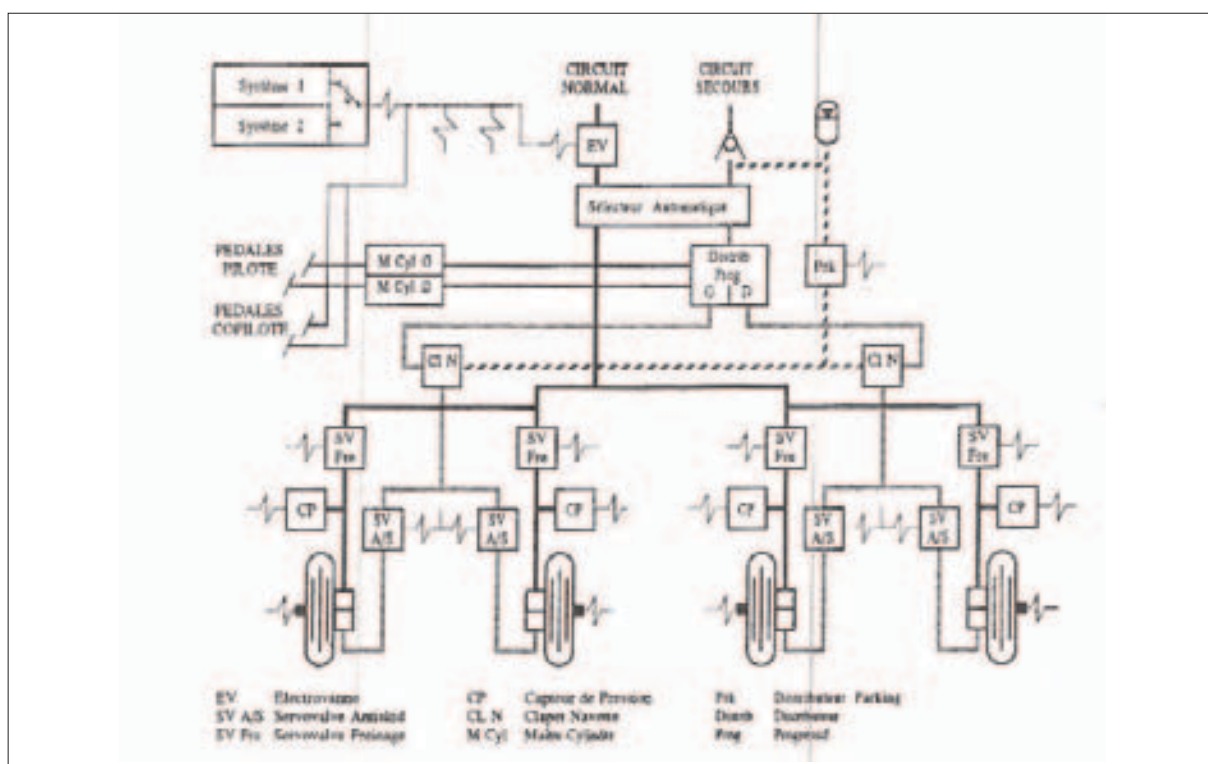
## SCHEMA DE PRINCIPE DES SYSTEMES DE FREINAGE



4-18 : Schéma de principe des systèmes de freinage (source Messier-Bugatti)

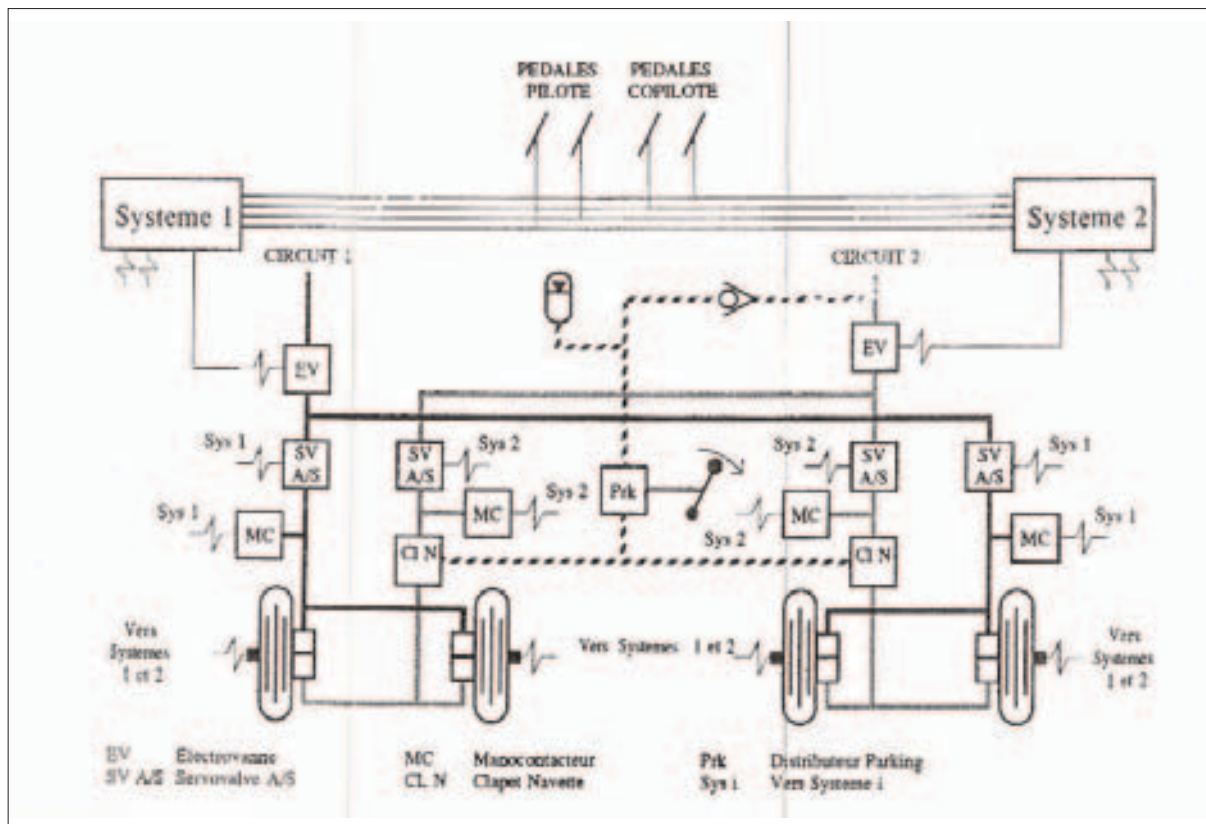


4-19 : Commande de freinage mécano-hydraulique du Mercure (source Messier-Bugatti)

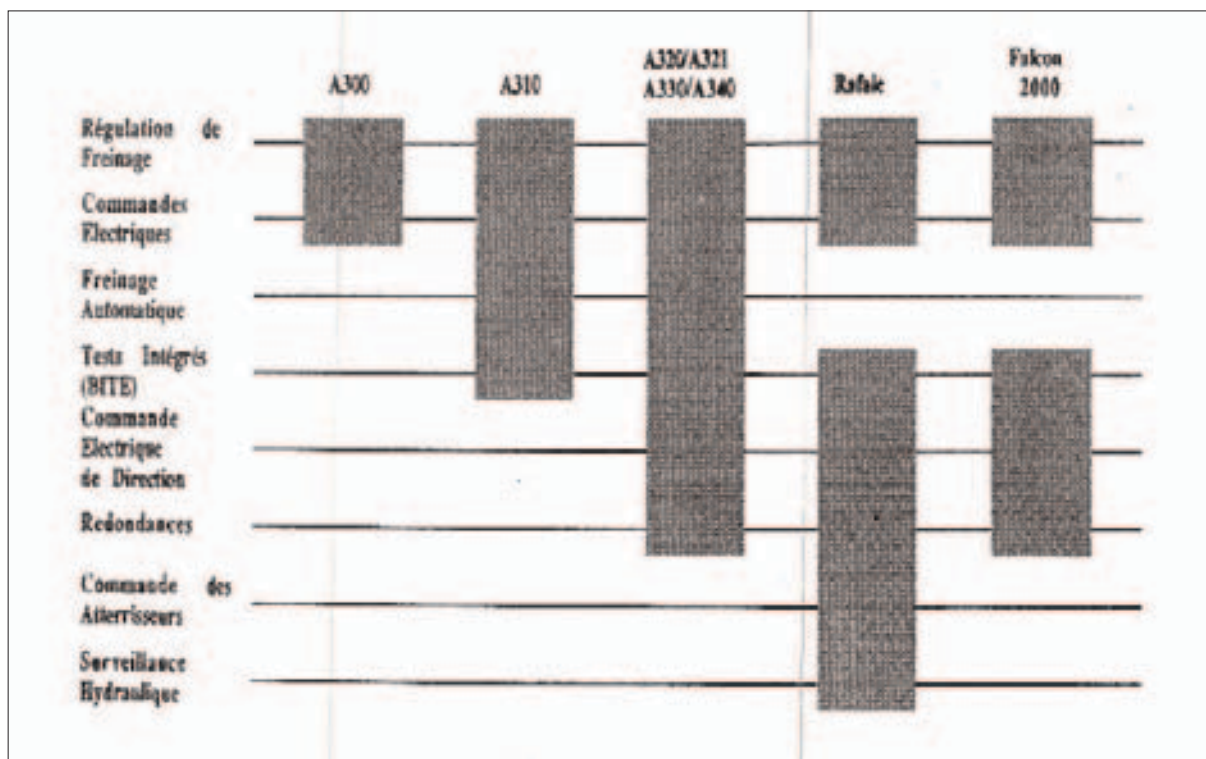


4-20 : Commande de freinage hybride de l'A320 (source Messier-Bugatti)

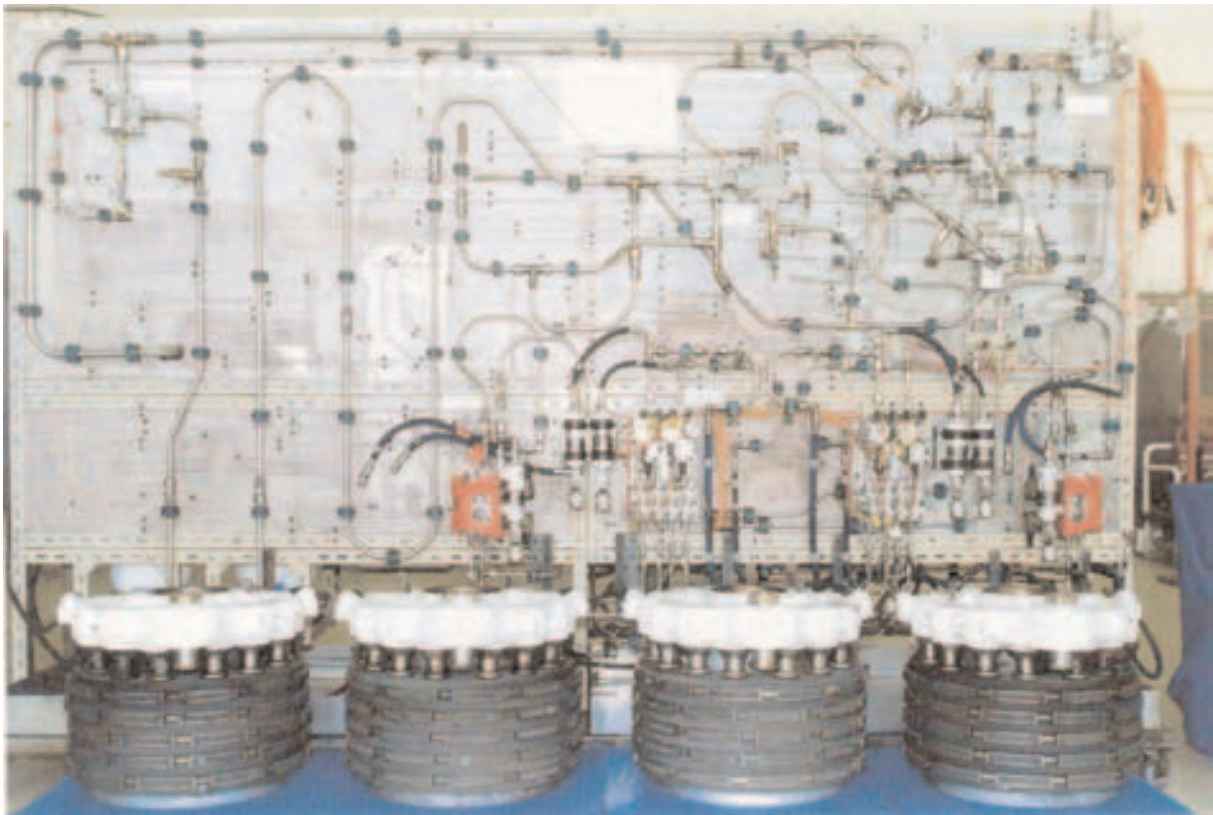




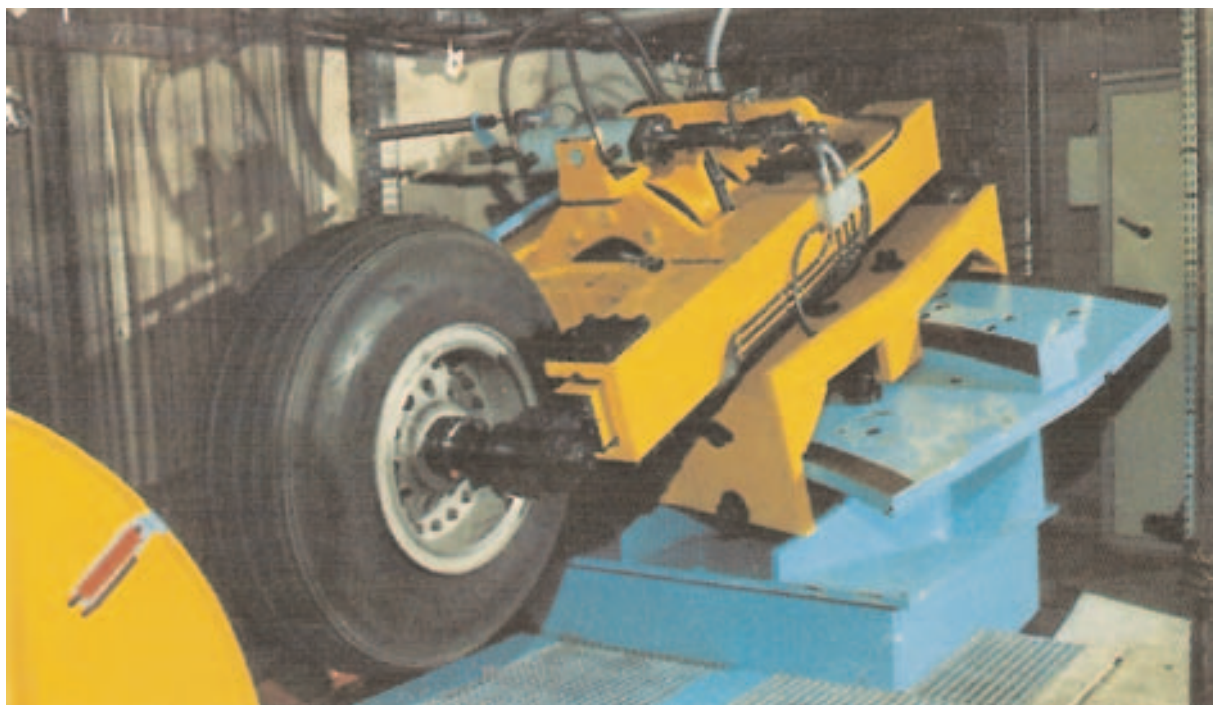
4-21 : Commande de freinage électro-hydraulique du Falcon 2000 (source Messier-Bugatti)



4-22 : L'intégration des fonctions (source Messier-Bugatti)



4-23 : La " panoplie hydraulique " du freinage de l'A340 (source Messier-Bugatti)



4-24 : La machine de roulage(essais de roues) de Messier-Bugatti (source Messier-Bugatti)



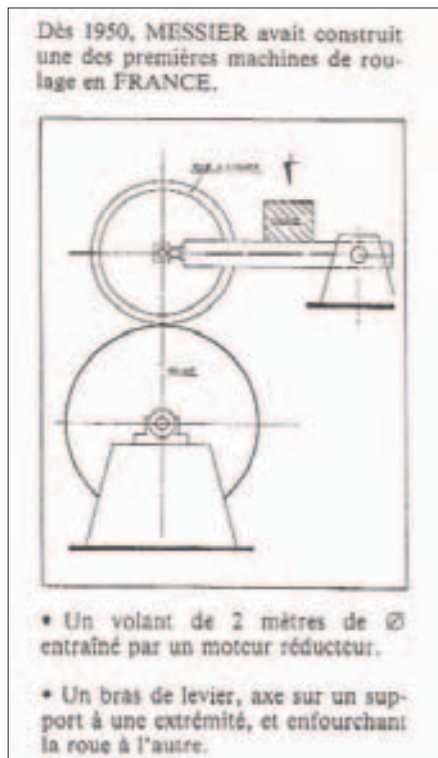
4-25 : La machine " Bugatti " : dynamomètre de Messier-Bugatti (source Messier-Bugatti)



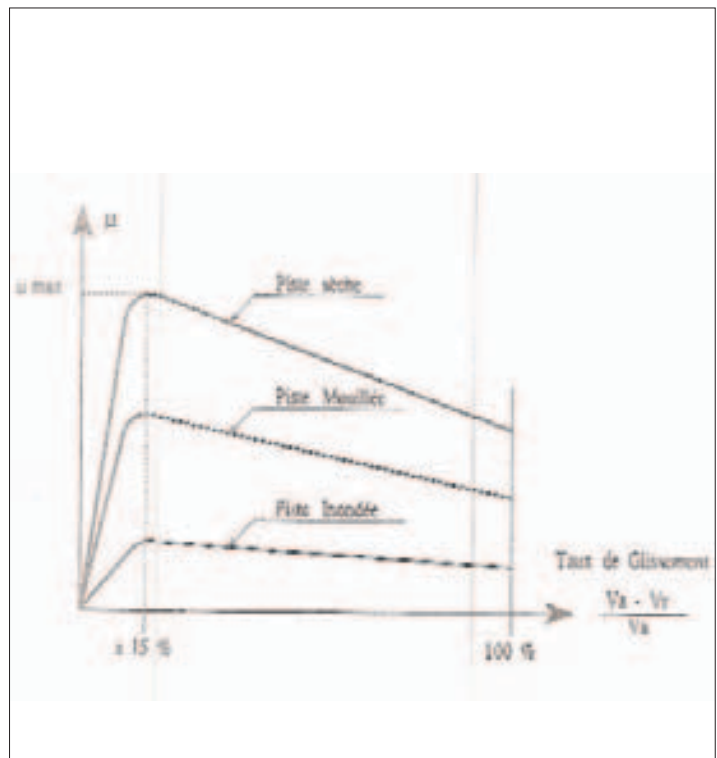
4-26 : Machine axiale d'essais de freins chez Messier-Bugatti (source Messier-Bugatti)



4-27 : La machine Adamson à inertie variable du CEAT (source DGA/CEAT)



4-28 : La première machine de roulage de Messier (source Messier-Bugatti)



4-29 : Le coefficient d'adhérence en fonction du taux de glissement (source Messier-Bugatti)

## CHAPITRE 5

# LES PNEUMATIQUES AERONAUTIQUES

### LA SPECIFICITE DES PNEUMATIQUES AERONAUTIQUES

Comme nous l'avons déjà souligné les pneumatiques montés sur les atterrisseurs jouent un rôle primordial. Leur capacité à s'aplatir avec un très faible temps de réponse les rend indispensables pour atténuer les pointes d'effort, aussi bien en début d'impact qu'au passage d'obstacles lors du roulage. Sur avion ils travaillent dans des conditions difficiles. Ils doivent en effet avoir une souplesse suffisante, c'est à dire un aplatissement sous charge suffisant, pour exercer leur capacité d'atténuation. En outre ils doivent accepter des vitesses de roulage élevées, jusqu'à 450 km/h et même au delà dans certains cas. Ils sont donc le siège d'un échauffement important, point particulièrement sensible lorsque l'avion est à pleine charge au décollage. En dépit de la brève durée des phases de roulage à haute vitesse, cet échauffement est nuisible à leur endurance. Cette spécificité des pneumatiques aéronautiques est explicitée dans le document intégré à ce chapitre, rédigé par la société Michelin.

En outre, au fur et à mesure que les conditions opératoires devenaient de plus en plus sévères (accroissement des masses et vitesses des avions), les exigences d'endurance formulées par les aviateurs et les utilisateurs devenaient de plus en plus grandes. Les fabricants durent faire face à ces défis. Ils le firent d'abord dans le cadre des pneumatiques conventionnels, et plus tard, dans le cadre des pneumatiques radiaux conçus précisément pour réduire leur échauffement et augmenter leur endurance, tout en diminuant très significativement leur masse.

### LES PNEUMATIQUES CONVENTIONNELS

Ces pneumatiques sont aussi désignés par le terme pneus croisés, en raison de leur caractéristique constructive que nous exposerons plus loin.

Pour retracer l'histoire du pneumatique aéronautique durant le demi-siècle allant de 1945 à 1995 nous nous sommes adressés à Jacques Vandomel qui fut le chef des services techniques des pneumatiques aéronautiques de la société Dunlop France. Le texte qui suit est donc emprunté au document qu'il a bien voulu fournir.

Avant la fin de la 2<sup>ème</sup> guerre mondiale, les conditions déterminantes pour le pneumatique aéronautique étaient le roulage jusqu'au décollage, qui intervenait à une vitesse de 120 MPH, et en fin de vol, l'impact sur le sol à l'atterrissage. La bande de roulement était quasiment lisse et seulement agrémentée de petites fossettes tronconiques ou parfois demi-sphériques de 5 mm de profondeur qui servaient essentiellement de témoins d'usure, mais étaient peu sinon pas efficaces contre les risques d'aquaplanage. Parmi les derniers exemples de vitesse de décollage à 120 MPH citons le Mystère IV et le Fiat G 91. Ces vitesses s'accrurent par étapes, sur

une vingtaine d'années : d'abord 160 MPH, puis 190, 210, 225, 250, et enfin 275 MPH. Parallèlement, pour lutter contre l'aquaplanage, des rainures apparurent sur les bandes de roulement.

Le grand problème du pneumatique aéronautique fut alors de s'adapter progressivement à ces vitesses croissantes, conjuguées à des charges croissantes, avec en corollaire des distances parcourues également croissantes, toutes caractéristiques générant un fort échauffement. Il s'agissait de fait d'un problème nouveau, primant sur la résistance à l'impact à l'atterrissage. Il fallait, par la conception du pneumatique, d'une part limiter l'élévation de sa température au cours du décollage et d'autre part, augmenter sa capacité à résister, à haute température, à la pointe d'effort observée dans la manœuvre de rotation de l'avion à l'instant précis du décollage.

Il en résulta d'ailleurs une totale transformation de la méthode d'homologation sur machine d'essai et donc une totale transformation de ces machines. Au Centre d'Essais Aéronautiques de Toulouse (CEAT) les anciennes machines Adamson permettaient, leur volant étant lancé à la vitesse périphérique de 160 MPH de « faire absorber » l'énergie cinétique du volant par le pneumatique, comme s'il s'agissait d'un atterrissage. L'essai était souvent qualifié de « décollage inversé ». Les nouvelles machines permirent de simuler très exactement les conditions d'un cycle de l'avion : roulage, dit taxiage, de 5000 mètres à la vitesse de 10 m/s soit 36 km/h, puis accélération sur une distance de 1288 mètres avec la charge constante de 58,50 KN, avec en finale une pointe de charge de 88,50 KN pendant 3 secondes, la vitesse maximale étant de 117 m/sec soit 262 MPH (ou 420 km/h) ; cet exemple donné correspondant aux conditions des Mirage III ou V. Le pneumatique s'étant refroidi l'essai était poursuivi par la phase d'atterrissage. Le nombre de cycles était fixé à 50. Dans le cas d'un pneumatique pour avion militaire 50 cycles était bien de l'ordre d'une durée de vie d'une bande de roulement en résistance à l'usure. Pour les avions de transport civils, il était admis que cet essai prouvait que le pneumatique était bien conçu, sinon des détériorations auraient entraîné des défaillances avant 50 cycles. Ce principe se trouvera corroboré pendant les exploitations réelles. A partir du milieu des années 80 il fut ajouté dans les essais d'homologation un décollage avec 50 % de surcharge, qui devait prouver une marge de sécurité pour couvrir le cas d'une crevaison, voire l'éclatement d'un des deux pneumatiques couplés sur un axe de diablo.

Pour revenir à la conception du pneumatique, remarquons que la masse de gomme de sa bande de roulement dégage d'autant plus de calories sous les flexions imposées par le roulage qu'elle est plus importante. Cependant les exigences d'endurance s'opposent à une diminution de l'épaisseur de gomme à user. Il fallut donc imaginer d'autres artifices pour limiter l'élévation de température au roulage. La forme de la section transversale du pneumatique fut l'un des facteurs utilisés. Pour limiter le travail de déformation on est passé des section de forme arrondie à des sections plus plates au niveau de la bande de roulement, et on a diminué le rapport de la hauteur de section à sa largeur. Communément ce rapport est connu sous le nom de « aspect ratio »<sup>173</sup>. Tout en évitant d'entrer trop loin dans la complexité

---

<sup>173</sup> La hauteur de section est égale à la moitié de la différence entre le diamètre extérieur du pneumatique et son diamètre d'accrochage sur la roue. Ainsi par exemple le pneumatique 46 X 16 – 20 du Boeing 707 et de l'Airbus A300 a un « aspect ratio » de 0,8.

ajoutons aussi que la structure textile du pneumatique nécessaire à l'obtention d'un aspect ration inférieur à 1 se trouve aussi alors plus favorable pour la limitation de l'échauffement du pneumatique.

Comme on ne pouvait trop abaisser l'aspect ratio, on tenta de jouer sur d'autres facteurs, tels la résilience et la dureté de la matière de la bande de roulement, mais là encore en étant contraint par des limites infranchissables. Alors dès 220 MPH on vit apparaître des armatures dans les nervures des bandes de roulement. Ainsi, des câblés de nylon y furent introduits pour mieux reprendre les efforts et limiter les déformations, et donc l'échauffement (voir fig. 5-1). Cette disposition trouva une application, par exemple sur Caravelle. Toutefois cette solution fut vivement critiquée car lorsque, après un certain nombre d'atterrissages, le nylon finissait par affleurer sur la surface, il n'offrait aucune résistance à l'usure et les pneumatiques prenaient alors un aspect « poilu ». Au total, l'endurance s'en ressentait.

Aussi, dès les années 70, ces armatures de nervures furent remplacées par des armatures sous la bande roulement. Cette conception trouva des applications, par exemple, sur Caravelle, sur Boeing, puis sur Airbus, et là dès l'origine. Il s'agissait d'un véritable frettage qui toujours permettait de limiter les déformations des bandes de roulement donc l'élévation des températures de fonctionnement (voir fig. 5-2). Le nombre d'atterrissages des pneumatiques de Caravelle dans les conditions d'Air France par exemple passèrent de tout juste 80 à plus de 160 atterrissages. Pour les pneumatiques d'avions militaires le frettage permit de supprimer ou de réduire les renforts internes des nervures et les améliorations du nombre d'atterrissages furent également notables. Quoique amputées par des vitesses de plus en plus élevées, on les constata sur les Mirage F1, V et 2.000. Rappelons que le Mirage F1 décolle à 235 MPH, le Mirage III à 262 MPH et le Mirage IV à 275 MPH.

Nous n'avons pas parlé jusqu'à présent de la partie la plus invisible des pneumatiques : la structure textile, encore appelée carcasse par les spécialistes. Au début elle était faite de rayonne mais immédiatement après la guerre le nylon devait la supplanter. Les nappes de câblés en nylon sont étirées à chaud et reçoivent un traitement d'adhésion. Des progrès constants permettront d'augmenter considérablement la vie des pneumatiques en particulier pour l'aviation civile, grâce à la possibilité de rechapages multiples (parfois jusqu'à 10, voire exceptionnellement jusqu'à 15).

Notons que les carcasses des pneumatiques conventionnels sont à plis croisés (bias tyres). Cela signifie qu'un câblé nylon allant d'un talon à l'autre (où sont logées les tringles d'acier arrimant le pneumatique sur la jante) s'inscrit dans une surface gauche, et dont l'angle par rapport au plan radial est croissant depuis le talon jusqu'au sommet du pneumatique. Deux plis (ou nappes de tissus) consécutifs ont une disposition inverse, si bien que les câblés d'un pli se croisent avec ceux du pli voisin. L'avantage de cette disposition en plis croisés est d'assurer, en plus de la capacité de porter une charge verticale jusqu'à présent seule évoquée, une résistance aux efforts latéraux et donc la stabilité de l'avion roulant sur la piste.

Nous n'avons pas non plus évoqué la question de la pression de gonflage. En fait cette pression dépend du type d'utilisation de l'avion, en particulier des pistes ou terrains utilisés. Elle peut également être affectée par la limitation du volume disponible pour loger le pneumatique train rentré. Enfin, bien entendu, elle est fonction de l'intensité de la charge à supporter<sup>174</sup>. En conséquence, si à un pneumatique est associée une pression de gonflage bien définie, l'échelle des pressions de gonflage des pneumatiques aéronautiques peut aller couramment de quelques bars à 15 bars, et même jusqu'à plus de 25 bars dans des cas exceptionnels, comme celui de certains avions embarqués.

Notons enfin que la pression de gonflage détermine la déflexion (ou aplatissement) du pneumatique sous charge. La déflexion est usuellement exprimée en pourcentage de la hauteur de la section transversale. En dessous d'une vitesse de 160 MPH on acceptait une déflexion de 35 % au roulage. Au delà on réduisit la déflexion à 32 % (par augmentation de la pression de gonflage) pour les pneumatiques de train principal. Quant aux pneumatiques avant, leur déflexion au roulage est plus faible car ils sont calculés pour tolérer une déflexion de 45% sous la charge dynamique créée par le freinage brutal à l'atterrissage.

Avant de conclure il faut souligner que l'assistance par ordinateur mise en œuvre progressivement au sein des bureaux d'études a permis d'affiner la conception des pneumatiques et donc a concouru à l'amélioration de leurs caractéristiques et à la prédiction de leurs performances.

## LES PNEUMATIQUES RADIAUX

Les paragraphes qui suivent sont dus à Gérard Le Floch, ingénieur au STPA/CIN, qui a en particulier vécu l'introduction des pneumatiques radiaux sur avion militaire.

### *Les prémices*

La société Kléber fut le premier fabricant de pneumatique à étudier et développer un pneumatique à carcasse radiale pour l'aviation. En septembre 1978, le Service Technique de l'Aéronautique notifia à la société Kléber, fabricant de pneumatiques pour les avions civils et militaires, un marché concernant l'étude et le développement de pneumatiques d'avions à carcasse radiale. L'ensemble de la commande comprenait cinq tranches d'une durée totale de cinq ans. Fin 1980, la société Kléber fournit 50 pneumatiques prototypes au CEAT, de dimension correspondant à l'atterrisseur principal de l'avion Falcon 20. Les essais d'endurance sur machine au CEAT furent réussis aux conditions de la norme TSO C62c. Au cours de cette période, Kléber fut achetée par Michelin. Cette société ne donna pas suite à cette étude car elle s'intéressait aussi aux pneumatiques pour les avions et entreprenait de développer des pneumatiques à carcasse radiale selon sa propre technologie.

---

<sup>174</sup> En schématisant le problème, si le pneumatique possédait une carcasse d'une épaisseur infiniment mince et donc de raideur nulle, la surface S de contact pneu-sol serait telle que  $P \times S = \text{charge soutenue par le pneumatique}$ , P étant la pression de gonflage.



Il y avait cinq raisons à cet engagement de Michelin dans ce domaine en 1979-80

- Un passé aéronautique (remontant au prix de 100 000 Francs Or offert par Édouard et André Michelin à celui qui, partant de Paris, se poserait au sommet du Puy de Dôme, alors que le plus long vol réalisé à l'époque ne dépassait pas 1500 m !)
- Des études de pneu grande vitesse datant des années 70 : aérotrain, compétition, record de vitesse sur piste,... et assimilation au cas de l'avion
- Sollicitation de la société Dassault pour le Mirage 2000
- La volonté de démontrer une nouvelle fois que la technologie du pneu radial était adaptable et pourquoi pas à l'avion
- L'esprit de compétition.

#### *Premier vol mondial d'un pneumatique à carcasse radiale*

Le premier pneu radial AIR X Michelin a été celui de l'atterrisseur principal des Mirage III et Mirage 2000 :

- Qualification pour Mirage III le 6 Mars 1981
- Qualification pour Mirage 2000 le 8 Mai 1981.

Le 28 avril 1981, un Mirage III de l'Armée de l'Air fit, pour la première fois au monde, un vol d'essais équipé de pneumatiques Michelin à carcasse radiale sur les atterrisseurs principaux au Centre d'Essais en Vol de Brétigny. A cette date, la société Michelin a su que le pneu AIR X, tel qu'il avait été conçu, était un pneu d'avion, c'est à dire adapté à ce véhicule.

#### *Applications du pneumatique radial dans l'aviation civile et militaire*

En mai 1983, la société Michelin a reçu des services officiels français la lettre d'homologation de son pneumatique radial pour équiper sans restriction les avions Mirage III de l'Armée de l'Air. Ensuite cette société a achevé ou abordé l'étude de pneumatiques radiaux pour un nombre important de dimensions, à usage militaire ou civil. Beaucoup d'entre elles ont été officiellement qualifiées. Elles ont subi avec succès au Centre d'Essais Aéronautiques de Toulouse les tests réglementaires définis par les spécifications des constructeurs et les normes qui s'y attachent.

Cette qualification sur machine, le plus souvent suffisante pour commercialiser un pneu conventionnel, a été jugé insuffisante pour le pneu radial par les Autorités de Certification. Il est certain que la nouveauté du produit a entraîné une prudence compréhensible de la part de ces Autorités. L'adoption de cette nouvelle technologie a demandé des efforts très importants et du temps puisque de nombreux essais spécifiques durent être menés, tant sur les avions concernés (essais avec avions instrumentés) que sur machine, notamment pour vérifier la compatibilité avec les roues. Par ailleurs la reprise de certains dossiers de calcul, en particulier pour le train, a été requise. Tous ces essais ont donné satisfaction et ont permis le montage sur avion, démontrant ainsi la capacité du pneu radial à remplacer le pneu conventionnel avec une compatibilité complète. Par exemple, en ce qui concerne l'application aux avions Mirage 2000, des campagnes d'évaluation ont été réalisées sur les bases de Mont de Marsan et de Dijon. Des résultats très satisfaisants ont également été obtenus après une campagne d'essais d'appontages sur avion Super-

Etendard. Mais ces campagnes ont surtout démontré que la technologie radiale appliquée à l'aviation permettait, par rapport aux pneus conventionnels, d'augmenter la sécurité (meilleure adhérence, moindre échauffement), le nombre d'atterrissages, le ratio charge / vitesse, tout en offrant une masse plus faible.

Les pneumatiques à carcasse radiale équipent actuellement les atterrisseurs avant et principaux des avions militaires français tels que Rafale, Mirage 2000, Mirage F1, Jaguar, Alphajet, Super-Etendard. A l'étranger, la société Michelin a réalisé aux USA des essais sur machine en présence de l'USAF et de l'US Navy. Des essais d'évaluation ont été réalisés sur avion A10 et, en août 1984, une campagne d'essais en vol sur avion F16 a été satisfaisante. A la suite de quoi les avions F14, F15, F4 de la Navy et les "Phantom" ont été équipés de pneumatiques à carcasse radiale Michelin.

Les très bon résultats obtenus sur avions militaires ont conduit la société Michelin à s'intéresser aux pneumatiques des avions commerciaux avec les Airbus comme premier objectif (premier vol sur A300 en 1983), puis les avions d'affaires, tels les Falcon 20, Falcon 50, Falcon 900. Dans ce domaine, la société Michelin a préféré pénétrer le marché étranger avec l'aide d'Air France sur les avions Boeing B737 et B747. Elle a ensuite été choisie par Boeing pour équiper en première "monte" les avions Boeing B777.

Après Michelin, d'autres fabricants de pneumatiques dans le monde tels la société Goodyear aux USA, la société Bridgestone au Japon et la société Dunlop en Angleterre, se sont lancés à leur tour dans l'étude et le développement de pneumatiques à carcasse radiale pour usage aéronautique, mais la société française est restée le n°1 mondial.

## LE PNEU, UNE TECHNOLOGIE COMPLEXE (DOCUMENT DE LA SOCIETE MICHELIN)

Les paragraphes qui suivent reproduisent un document que la société Michelin a bien voulu nous faire parvenir, mais nous l'avons arrêté à 1995, afin de ne pas déborder du demi-siècle démarrant en 1945, qui est la période retenue pour l'ensemble de l'ouvrage. Ils ne traitent donc pas du pneumatique NZG (Near Zero Growth = grossissement quasi nul, sous l'effet de la vitesse de rotation), développé à partir de 1999 par Michelin pour résoudre les problèmes rencontrés par le supersonique Concorde au décollage.

### *Les fonctions du pneumatique*

Elles sont nombreuses :

- porter la charge qu'il transporte
- être capable d'accélérer le véhicule et de le freiner, en prenant appui sur le sol
- guider le véhicule, le diriger quelles que soient les conditions extérieures
- amortir les chocs car le pneu est un élément clé de la suspension, le confort résulte de la capacité du véhicule à amortir les inégalités du sol

- rouler dans toutes conditions climatiques sur tous les types de sol, en consommant le moins d'énergie possible
- durer, remplir toutes ses fonctions le plus longtemps possible.

L'art du pneumatique réside dans la recherche de l'équilibre entre les différentes fonctions du pneu.

*Qu'est-ce qu'un pneumatique ?*

Un pneu, c'est une carcasse renfermant de l'air sous pression (azote pour les avions) afin de supporter la charge qui lui est appliquée par le véhicule sur lequel il est monté. Cette charge, tout comme la prise en compte de la vitesse de déplacement du véhicule, est un facteur déterminant lors de la conception du pneumatique ; elle détermine son dimensionnement. Plus la charge est élevée et plus la pression est importante : ainsi, une pression de 2 à 3 bars suffit pour un pneumatique de voiture, il faut 6 à 8 bars pour un camion, tandis qu'il faut 15 bars et parfois plus pour un avion.

Pour chaque type de véhicule, il est exigé du pneumatique un double critère de charge et de vitesse : les spécificités de l'avion obligent à agir sur des critères extrêmes, beaucoup plus complexes que ceux d'une automobile ou d'un véhicule utilitaire : accélération depuis des vitesses lentes jusqu'à des vitesses très élevées dans des délais extrêmement courts pour une masse très importante et variable.

*Le pneu avion, une sollicitation extrême*

Qu'il s'agisse d'avions de chasse, de transport de passagers ou cargo, la sollicitation des pneumatiques est extrême durant les différentes phases qui rythment et caractérisent un cycle : taxiage (roulage sur le taxiway), décollage et atterrissage.

Dans des délais très courts, le pneu avion est soumis à d'incroyables variations thermiques et mécaniques :

Des vitesses élevées : au décollage, les pneumatiques passent de 0 à 360 km/h en moins d'une minute. À l'atterrissage, ils subissent une accélération de 0 à 250 km/h en moins d'une seconde.

Des charges importantes : le pneumatique pour avion doit résister à des charges importantes, pouvant aller jusqu'à 266 fois sa propre masse : le pneumatique d'un A320 (masse de 75 kg) est amené à supporter près de 18 tonnes. Dans ces conditions, il subit des écrasements très importants : 32 à 35 % de déflexion (contre 20 % pour celui d'une automobile).

Des variations extrêmes de température : lors de l'atterrissage : de - 50°C dans la soute de l'avion à en moyenne + 100°C après contact avec le sol (jusqu'à 150°C au sommet du pneu).

Ces contraintes sont aujourd'hui abordées au travers de différentes technologies de pneumatique :

- La technologie conventionnelle
- La technologie radiale
- La technologie radiale NZG

## *Michelin crée le premier pneu radial pour avion*

En 1946, Michelin invente la technologie radiale pour les pneumatiques. En 1981, il est le premier manufacturier à appliquer cette technologie dans l'aéronautique.

Le Michelin AIR X<sup>®</sup> a d'abord équipé le Mirage III, avant d'être proposé à l'aviation commerciale pour des avions d'une capacité supérieure à 100 sièges ainsi qu'aux avions cargo de dimensions équivalentes.

### Avantages

Technologie innovante, le pneu radial est particulièrement bien adapté aux exigences de l'aviation. Par sa conception originale, il offre trois grands avantages :

- il augmente considérablement la sécurité car il a une bien meilleure adhérence au sol
- il augmente le confort car il nécessite une moindre pression de gonflage des pneumatiques et ses flancs sont plus souples
- il diminue la consommation d'énergie car il a une moindre résistance au roulement.

La technologie radiale appliquée à l'aviation commerciale a permis de réduire les occurrences d'incidents. Par rapport aux pneus conventionnels, le radial augmente la performance en nombre d'atterrissages tout en offrant un meilleur ratio charge/vitesse ainsi qu'une masse plus faible.

Les changements de pneus et les rechapages sont ainsi plus espacés, les opérations de montage et de démontage réduites d'autant, le gain de masse permet un emport en carburant ou en fret plus important... En plus de l'aspect sécuritaire primordial, le pneu radial démontre également des avantages économiques.

### Architecture radiale

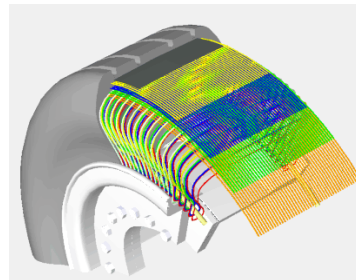
2 tringles

7 nappes carcasse

9 nappes sommet

1 nappe de protection sommet

sculpture à 4 sillons



Les nappes carcasses à câbles nylon, en nombre réduit, permettent de n'utiliser que 2 tringles et sont disposées radialement (environ 90°) d'une tringle à l'autre.

Le sommet, indépendamment des flancs, est constitué d'un empilage de 9 nappes qui lui donnent une stabilité lui permettant de se dérouler sur le sol comme le ferait une chenille.

Une nappe de protection métallique au sommet assure une protection efficace contre la pénétration des corps étrangers (FOD ou « Foreign Object Damage »).

La stabilité de la bande de roulement permet une sculpture à 4 sillons seulement, offrant une plus grande surface de gomme à user en contact avec le sol.

### La procédure de test

Avant d'être testé sur l'avion, le pneumatique doit être homologué en laboratoire par une série de tests effectués, dans les centres d'essais de Michelin ou au Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse. Ces tests permettent d'éprouver les pneumatiques dans des conditions extrêmes, définies par le constructeur aéronautique.

### Avions équipés

Aujourd'hui, le AIR X<sup>®</sup> à carcasse radiale équipe toutes les versions d'Airbus dont il est le pneumatique d'équipement origine. Il équipe également les versions récentes des Boeing ainsi que de nombreux avions de chasse (F15 E, F16 Blk40, Mirage 2000, Rafale, Eurofighter, F22,...).

#### QUELQUES DATES CLÉS

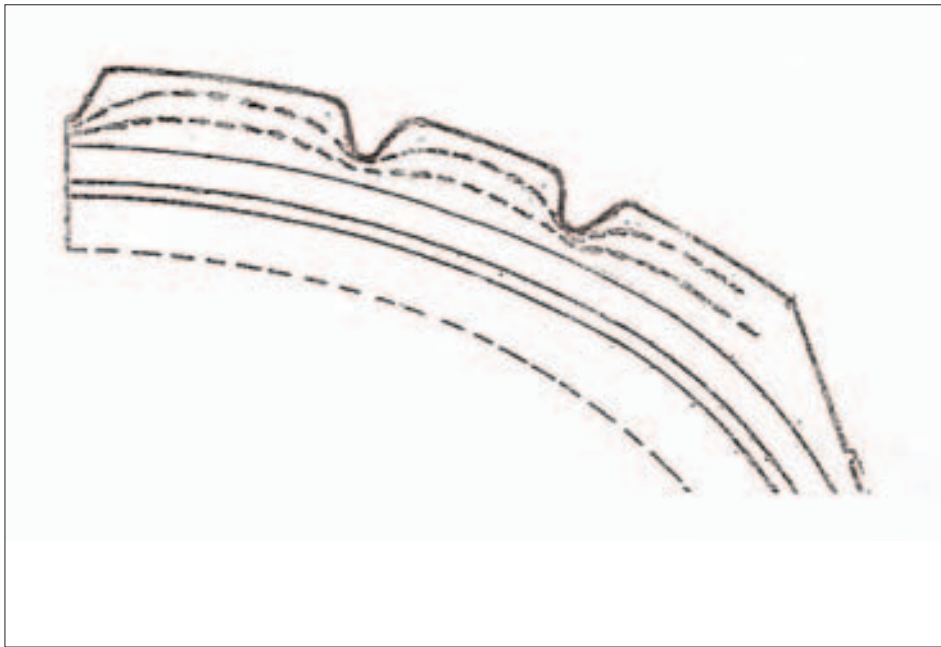
1981	Premier vol d'un avion équipé de pneus radiaux Michelin AIR X <sup>®</sup> (Mirage III)
1983	Premier vol d'un Airbus A300 d'Air France équipé de Michelin AIRX <sup>®</sup>
1985	Certification de la procédure de rechapage du Michelin AIR X <sup>®</sup>
1989	Michelin équipe la navette spatiale américaine
1992	Lancement de la gamme de pneus conventionnels Michelin AIR <sup>TM</sup> Livraison du premier Airbus A340 équipé de pneus Michelin AIR X <sup>®</sup>
1993	Michelin reçoit le <i>Exceptional Company Performance Award</i> par la société Rockwell International
1995	Le premier Boeing 777 à être livré à une compagnie aérienne (United Airlines) est équipé de pneus Michelin AIR X <sup>®</sup>

## ANNEXE 5

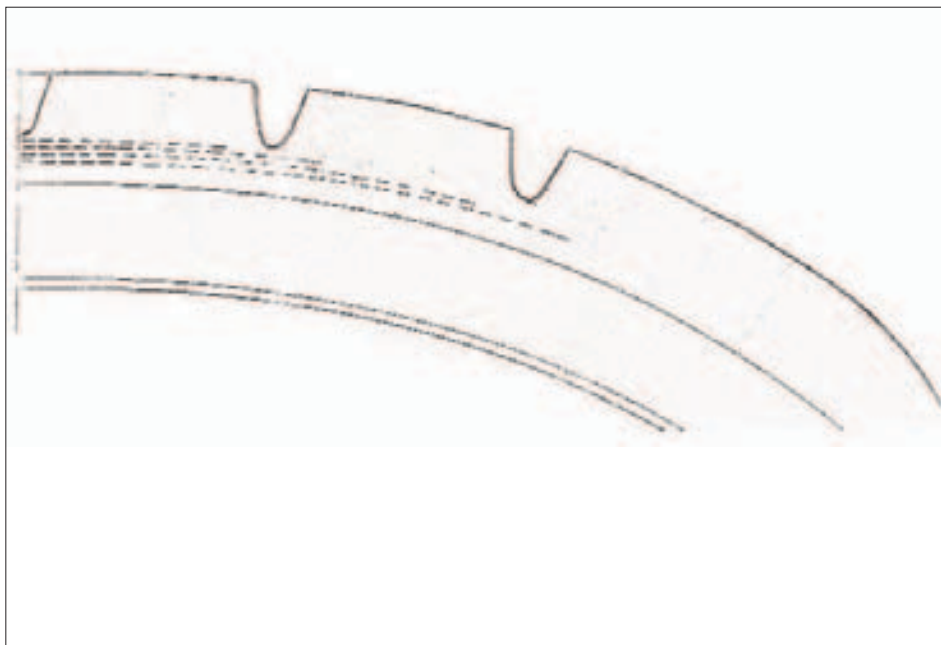
### ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 5

#### LISTE DES FIGURES

- 5-1 : Bande de roulement à nervures armées (*croquis du contributeur J. Vandomel*)  
5-2 : Frettage 4 nappes sous la bande de roulement (*croquis du contributeur J. Vandomel*)



5-1 : Bande de roulement à nervures armées (croquis du contributeur J.Vandomel)



5-2 : Frettage 4 nappes sous la bande de roulement (croquis du contributeur J. Vandomel)





## CHAPITRE 6

### LES COMMANDES D'ORIENTATION DE ROUES

Nous abordons maintenant une deuxième catégorie de systèmes associés au train d'atterrissage. Il s'agit de ceux dédiés à l'orientation des roues, dont le but est d'améliorer la capacité de l'avion à être dirigé au sol. Comme dans le cas du freinage, de nombreuses évolutions sont intervenues tout au long du demi-siècle allant de 1945 à 1995, tant au niveau des besoins que des réalisations destinées à les satisfaire.

La rédaction de ces pages s'est appuyée sur les souvenirs vécus du coordinateur et sur la contribution apportée par Bernard Bouchez, ancien Directeur Technique de la Division Atterrisseurs Militaires et Hydraulique de Messier-Bugatti.

#### CONSIDERATIONS GENERALES

##### *L'origine des besoins*

Pendant longtemps, c'est à dire à l'époque des configurations de train à roulette de queue, les manœuvres des avions au sol, notamment les virages sous l'action du freinage différentiel des roues principales, n'étaient pas particulièrement aisées, mais étaient acceptables car les vitesses d'évolution au sol restaient relativement basses.

Au sortir de la seconde guerre mondiale, l'adoption de plus en plus fréquente des trains tricycles, c'est à dire d'une configuration où l'atterrisseur auxiliaire est placé sous le nez du fuselage, apporta plusieurs avantages déterminants. A côté de ceux obtenus pour les manœuvres de décollage et d'atterrissage, que nous avons exposés au chapitre dédié aux atterrisseurs, cette configuration facilita également l'exécution des manœuvres au sol. D'abord l'assiette pratiquement parallèle au sol lors du roulage, caractéristique des avions à trains tricycles, procura une bien meilleure visibilité à l'équipage, par comparaison avec celle permise par l'assiette nettement cabrée, caractéristique des avions à roulette de queue. Ensuite, la nouvelle disposition géométrique des atterrisseurs par rapport au centre de gravité de l'avion, fit que, lors d'un virage par freinage différentiel, la roulette avant surchargée s'orientait plus facilement qu'une roulette de queue qui, elle, était déchargée par ce freinage. Ces améliorations étaient les bienvenues, car les vitesses d'évolution au sol s'étaient accrues.

Dans un premier temps, les solutions utilisées pour provoquer ces manœuvres ne firent appel à aucun dispositif additionnel particulier. Ainsi jusqu'au début des années 1960, les avions de combat étaient, pour la plupart, dirigés par braquage de la gouverne de direction tant que la vitesse de roulage était suffisante, et pour les basses vitesses de roulage par freinage différentiel des roues principales. Les roues avant, libres en orientation, suivaient la trajectoire imprimée à l'avion, sous l'effet du décalage vers l'arrière de la zone de contact pneu-sol par rapport à l'axe de

pivotement en orientation<sup>175</sup>. Pour prévenir l'occurrence d'oscillations parasites, c'est à dire de shimmy, un dispositif d'amortissement était interposé entre la partie orientable et la partie non orientable de l'atterrisseur. C'était parfois un dispositif à friction, mais, plus fréquemment et plus efficacement, c'était un dispositif hydraulique<sup>176</sup>. Un exemple représentatif de ce type de solution fut le Mirage III.

A l'exception du Trident, mais qui resta à l'état de prototype, il faudra, en France, attendre 1966 pour qu'une commande assistée d'orientation de roues avant apparaisse sur un avion de combat, le Mirage F1. Ce type de commande, procurant une nouvelle et significative amélioration de la maniabilité, allait ensuite à se généraliser. Ainsi le Jaguar suivra très vite, puis ultérieurement le Mirage 2000 et enfin le Rafale.

Par contre les avions de transport, militaires ou civils ou les bombardiers, en raison de leur masse plus élevée, avaient requis plus tôt de telles commandes, c'est à dire dès les années 1950 ou le début des années 1960. Exemple : le Nord 2501 « Noratlas », la Caravelle, le Bréguet 941, le Transall C160, le Mirage IV. Par la suite tous les avions de transport commercial en seront aussi équipés : Concorde et Airbus, pour ne citer que les plus connus.

Un second besoin d'orientation de roues est apparu, au cours des années 1970, sur les très gros avions comportant plus de 8 roues principales, par exemples 12 réparties sur 2 jambes ou 16 réparties sur 4 jambes. Sur ces avions, il est en effet souhaitable d'orienter certaines de ces roues sur une petite plage angulaire, pour diminuer l'usure des pneumatiques par dérapage lors de virages serrés. Ce besoin n'a pas concerné l'industrie française, ni européenne, sur la période considérée, mais Boeing a dû y répondre sur ses 747 et 777. Cependant, il allait en être ultérieurement de même pour Airbus sur son A380. Forte de son expérience acquise par ses nombreuses réalisations de commandes pour roues avant, évoquées dans ces pages, l'industrie française allait prendre une part active à l'étude et à la fourniture de la commande appropriée pour l'A380.

### *Le principe de base*

Au cours du temps ce principe est resté le même, celui d'un asservissement de la position angulaire de la ou des roue(s) à un ordre de commande provenant du poste de pilotage, soit un braquage différentiel du pédalier, soit un braquage angulaire d'un petit volant spécialement prévu pour cet usage, soit la conjugaison des deux. Ce principe implique, de plus, l'existence d'une recopie de mouvement mesurant l'angle d'orientation de la ou des roue(s). Cet angle est comparé à l'ordre de commande. L'écart entre ces deux valeurs entre dans un organe amplificateur de puissance, qui lui-même attaque un organe moteur contrôlant le mouvement d'orientation. Le mouvement s'arrête lorsque l'écart s'annule.

---

<sup>175</sup> Ce décalage, appelé déport par les spécialistes, est obtenu naturellement par la déformation du pneumatique lorsqu'il roule sur le sol. Toutefois pour rendre plus franche l'auto-orientation sur la trajectoire de l'avion, les atterrisseurs avant comportent très généralement un second déport, géométrique celui-là et obtenu en plaçant l'essieu de roue derrière l'axe de pivotement en orientation.

<sup>176</sup> Dispositif autonome, c'est à dire en circuit fermé, l'amortisseur anti-shimmy était constitué d'un vérin dont chacune des deux chambres était reliée, à travers un orifice de laminage, à un accumulateur hydropneumatique assurant la pressurisation du liquide et compensant la dilatation thermique.

## *Les organes moteurs*

Pour les commandes d'orientation de roues avant plusieurs types d'organes moteurs ont été adoptés. Un des plus répandus est formé par deux vérins hydrauliques linéaires dont les cylindres tourbillonnent sur des axes liés au caisson de jambe et dont les tiges commandent en conjugaison la rotation du pivot de roues (manchon ou tube tournant) sur une plage angulaire délimitée. Fig.6-1 : exemple de l'A330/A340 avant. Un autre, souvent utilisé en France, est constitué de deux vérins dont les pistons attaquent en ligne une crémaillère qui engraine sur un pignon solidaire du pivot d'orientation. Fig. 6-2 : exemple de l'A300 avant. Dans les deux cas le débattement angulaire commandé peut atteindre 70 à 80 degrés dans chaque sens, selon les réalisations. Toutefois, pour faciliter la manœuvrabilité de l'avion au remorquage, les vérins comportent souvent une surcourse mécanique qui autorise un débattement plus grand sous l'action de la barre de remorquage, lorsque la pression hydraulique d'alimentation est coupée, c'est à dire sans asservissement (par exemple + ou – 95 degrés). Si ce n'est pas le cas, un débrayage manuel est prévu, par exemple au niveau des compas.

Plus rare est le type à moteur hydraulique rotatif, associé à un jeu d'engrenages réduisant sa vitesse pour pouvoir commander le pivot d'orientation. Une telle disposition supprime toute limitation de débattement angulaire. Elle confère ainsi un avantage de manœuvrabilité particulièrement apprécié sur les ponts de porte-avions. C'est pourquoi les avions embarqués américains en sont souvent équipés. En France, sur le Rafale Marin, une plage de débattement de + ou – 180 degrés a été obtenue au moyen d'un moteur rotatif lent de conception originale. Il consiste en deux vérins linéaires disposés orthogonalement l'un par rapport à l'autre et alimentés par un distributeur hydraulique tournant. Les deux vérins permettent l'entraînement en rotation d'un engrenage qui agit directement sur le pivot d'orientation (voir la photo 6-3 et le schéma de principe sur la figure 6-4).

Par rapport à un moteur rotatif classique, l'intérêt de ce moteur est triple.

Premièrement, il est beaucoup plus aisé de le faire travailler à très haute pression : 350 bars en nominal, 600 bars en cas d'atterrissage avec un pneu crevé ou d'un choc sur un obstacle, dans le cas du Rafale.

Deuxièmement, il n'a pas de fuite interne.

Troisièmement, il fonctionne à très faible vitesse, sans nécessiter de réducteur.

Quel que soit son type l'organe moteur participe à la fonction anti-shimmy. En effet, que la ou les roue(s) soient commandées ou libres en orientation<sup>177</sup>, il faut toujours prévoir l'amortissement d'éventuelles oscillations de shimmy. Dans ce but des orifices de laminage sont installés au plus près du moteur, sur chacune de ses deux connections hydrauliques.

Ces organes moteurs peuvent être installés en différents endroits sur la jambe avant; mais progressivement l'installation en partie basse, c'est à dire le plus près possible des roues, s'est généralisée dans le but d'accroître la rigidité structurale entre le moteur et les roues. L'objectif était d'assurer ainsi une meilleure efficacité de l'anti-shimmy, tout en favorisant la précision de la commande

---

<sup>177</sup> Soit par désactivation, soit par suite d'une panne de la commande.

d'orientation. Comme exemples de moteur en partie haute, citons la Caravelle et le Bréguet Atlantic. L'installation en partie basse se rencontre sur la grosse majorité de atterrisseurs avant d'origine Messier, notamment le Mirage 2000, le Rafale, le Concorde et tous les Airbus.

Les cas de commande d'orientation de roues principales n'ont pas été suffisamment nombreux pour qu'on puisse classer leurs organes moteurs comme dans les cas des atterrisseurs avant. Néanmoins quelques réalisations connues ont eu recours à des vérins munis d'un dispositif interne de verrouillage pour, d'une part actionner dans les deux sens les parties orientables en fonction des ordres de commande, et d'autre part les maintenir en position centrée lorsque la commande était désactivée.

Au-delà de leur organe moteur, les commandes d'orientation ont principalement évolué dans le temps au niveau de la technologie employée pour réaliser l'asservissement de l'orientation des roues aux consignes de braquage en provenance du poste de pilotage. Nous allons suivre la chronologie de cette évolution pour la décrire, mais il faut souligner qu'à une même époque plusieurs technologies coexistaient.

## L'EVOLUTION TECHNOLOGIQUE

### *Les commandes hydromécaniques*

Dans cette technologie, le braquage des organes de commande et la position angulaire d'orientation des roues sont transmis mécaniquement, par des liaisons constituées de biellettes ou de câbles, à un distributeur hydromécanique situé au plus près de l'organe moteur<sup>178</sup>. Ces deux entrées animent un petit différentiel suiveur, monté sur le distributeur, et conçu de façon à provoquer le déplacement du tiroir de distribution lorsqu'il y a désaccord entre elles. Ce tiroir est l'amplificateur de puissance qui contrôle l'organe moteur. Les premières commandes étaient de ce type, on les trouve donc sur les Nord 2501, Caravelle, C160, Mirage IV, mais aussi sur les premiers Airbus, les A300 et A310.

En effet ces commandes étaient les seules connues et mises en œuvre à une époque où l'électronique était peu répandue et jugée quelque peu luxueuse pour ce genre d'usage. Elles sont simples de principe, mais leurs liaisons mécaniques de commandes et de recopie peuvent être lourdes et délicates à régler et à installer. Par ailleurs leur sensibilité est déterminée une fois pour toutes et ne peut donc être adaptée, par exemple, à la valeur de l'angle de braquage des roues ou à la vitesse de roulage de l'avion. Enfin la boucle d'asservissement est rudimentaire, car il est difficile d'y introduire des éléments correcteurs pour en améliorer les performances.

---

<sup>178</sup> Pour conférer à la fonction anti-shimmy la meilleure efficacité, il faut que la longueur des canalisations entre l'organe moteur et le distributeur soient la plus réduite possible.

## Les commandes électrohydrauliques – 1) Les débuts en France

D'une manière générale, c'est l'apparition d'un distributeur de type nouveau venu des Etats Unis, la servo-valve, qui a permis le développement des commandes électrohydrauliques. Ce distributeur réunissait effectivement des caractéristiques remarquables se prêtant bien à la réalisation de telles commandes. Il assurait d'abord une interface linéaire entre l'électricité et l'hydraulique, c'est à dire la capacité à faire correspondre à un courant électrique d'entrée une grandeur de sortie hydraulique proportionnelle, par exemple un débit. Ensuite, il offrait une amplification de puissance, c'est à dire la capacité à transposer une très faible puissance électrique en une puissance hydraulique apte à contrôler directement l'organe moteur. Enfin c'était un appareil très compact et très léger. En conséquence, dès qu'il fut suffisamment mis au point, son usage se répandit dans l'industrie aérospatiale (principe de fonctionnement résumé dans l'encadré ci-dessous).

Concernant plus particulièrement les commandes d'orientation de roues, la motivation principale pour introduire la technologie électrohydraulique a été, à l'origine, la possibilité de supprimer les liaisons mécaniques de transmission des ordres, et d'abord la plus longue, c'est à dire celle venant du poste de pilotage. En effet leur remplacement par des câblages électriques se traduisait par un gain de masse et une plus grande facilité d'installation dans l'avion.

En France, l'introduction des commandes électrohydrauliques se fit en plusieurs étapes. La première, lancée par Messier dès 1961, a consisté à développer une solution ne nécessitant pas le recours à l'électronique. Un prototype de démonstration, adapté au Mirage IV, fut réalisé. Son principe reposait sur l'utilisation d'une servo-valve à double entrée, électrique et mécanique, spécialement conçue par cette société. L'entrée électrique recevait un signal élaboré par un potentiomètre installé sur le volant du pilote, puis transmis par des câbles électriques. Pour obtenir l'entrée mécanique la servo-valve était montée sur la jambe et équipée d'un palpeur au contact d'une came intégrée au tube tournant et dont la hauteur était proportionnelle à l'angle d'orientation. Les deux entrées agissaient en opposition sur le moteur-couple de l'étage pilote qui jouait ainsi le rôle de détecteur d'écart. Quant à l'amplification de puissance, c'était la servo-valve qui y pourvoyait seule, au niveau du tiroir de son second étage. Enfin pour préserver la sécurité, la commande n'était activée que lorsque le pilote appuyait sur son volant. En cas d'une panne quelconque, il lui suffisait de le relâcher pour désactiver la

### LA SERVO-VALVE

Voir sur la figure 6-6, relative à la commande de Concorde, le schéma de principe d'une servo-valve.

Cet appareil, qu'on pourrait désigner en français par le terme servo-distributeur, comporte deux étages. Le premier est l'étage pilote, formé d'un moteur-couple électromagnétique relié mécaniquement à une petite palette, de deux orifices de laminage hydraulique et de deux gicleurs placés devant la palette. Le second étage, constitué d'un tiroir centré par deux ressorts, est l'étage de puissance. L'étage pilote fonctionne à la manière d'un pont de Wheatstone hydraulique où les orifices sont les résistances fixes et les gicleurs les résistances variables. Les orifices sont en amont et les gicleurs en aval des chambres situées aux extrémités du tiroir. En faisant pivoter la palette, le moteur-couple accroît la perte de charge d'un gicleur et diminue l'autre, ce qui déséquilibre le pont. Il en résulte un écart de pression entre les chambres d'extrémité du tiroir, d'où le déplacement de ce dernier, qui alors délivre un débit.

commande et laisser les roues suivre librement la trajectoire de l'avion, imposée alors par le freinage différentiel des roues principales ou par le braquage de la gouverne de direction. Cette conception particulière avait le mérite de la simplicité. En outre elle présentait l'intérêt de surmonter les réticences de l'époque sur l'usage de l'électronique sur les atterrisseurs. Si ses essais furent satisfaisants, elle ne put être adoptée pour le Mirage IV, car cet avion était déjà en cours de production. Par contre, une commande de ce type équipa en série, quelques années après, l'appareil Mirage F1.

Le lecteur d'aujourd'hui, confiant dans les vertus de l'électronique pour des applications toujours plus nombreuses, sera peut-être surpris de ces efforts pour en circonscrire l'emploi. Il lui faudrait en fait se reporter quarante ans en arrière. A cette époque la fiabilité des circuits électroniques, pour peu qu'ils présentent quelques complexités, n'avait pas le niveau qu'on lui reconnaît de nos jours.

### *Les commandes électrohydrauliques – 2) Concorde et ses retombées*

Toutefois l'électronique faisait des progrès incessants. Par ailleurs force était de reconnaître qu'à côté de leurs avantages précités, les commandes précédentes souffraient de plusieurs limitations. Nous les avons évoquées plus haut en ce qui concerne les performances. En outre, en cas d'anomalie, la sécurité reposait sur la réaction rapide du pilote, ce qui était une précaution jugée insuffisante pour un avion commercial. L'électronique permettait de surmonter aisément ces inconvénients. Or vers la même époque était lancé le programme Concorde. Jusque là les avions commerciaux, notamment les avions américains, étaient exclusivement équipés de commandes d'orientation hydromécaniques, à la fois par tradition et par souci de sécurité. Pour Concorde l'adoption de cette solution classique posait des problèmes dus à la grande distance entre le poste de pilotage et l'atterrisseur avant, ainsi que, dans une moindre mesure, à la hauteur de ce dernier. Aérospatiale et Messier décidèrent donc du choix d'une commande électrohydraulique, et du coup, Concorde fut le premier avion de transport commercial au monde à mettre en œuvre un tel type de commande.

Bien entendu tous les apports de l'électronique furent exploités :

- La mesure du braquage des organes de commande et de l'angle d'orientation des roues (recopie) par des capteurs électromagnétiques (transformateurs variables tournants) beaucoup plus fiables que des potentiomètres classiques à courant continu
- Le traitement des signaux délivrés par ces capteurs : pour combinaison des ordres en provenance du volant et du palonnier, pour détection d'écart entre commande et recopie, enfin pour amplification de cet écart
- La possibilité d'introduire une sensibilité variable en fonction du braquage
- La possibilité de n'activer la commande qu'en dessous d'une vitesse donnée de roulage
- Surtout un haut niveau de sécurité assuré par une surveillance permanente et une désactivation automatique en cas d'anomalie quelconque.

Plus précisément, le principe utilisé pour atteindre un haut niveau de sécurité consistait, schématiquement, en une architecture à deux canaux : une chaîne de commande et une chaîne de surveillance. La chaîne de commande était constituée

de deux capteurs tournants identiques, l'un pour la commande, l'autre pour la recopie, d'une unité électronique de détection d'écart et d'amplification, d'une servo-valve, d'un vérin hydraulique entraînant par une crémaillère la partie tournante de la jambe. La chaîne de surveillance comportait deux capteurs identiques aux précédents, chacun entraîné par le même axe que son homologue de la chaîne de commande, un capteur de position monté sur le tiroir de la servo-valve, une unité électronique formée d'un détecteur d'écart identique à celui de la chaîne de commande, mais intégrant en plus un second détecteur d'écart et un circuit commandant un électro-distributeur<sup>179</sup>. Pour se soustraire aux non-linéarités et aux saturations d'origine hydraulique, qui pouvaient survenir en fonctionnement normal, la surveillance se faisait en comparant l'écart entre les deux signaux des capteurs de la chaîne de surveillance au signal émis par le capteur de position du tiroir de la servo-valve, ces deux valeurs devant être proportionnelles en fonctionnement normal. Si cette proportionnalité venait à n'être plus observée, la commande était désactivée automatiquement, c'est à dire sans que le pilote ait à intervenir. Les roues redevenaient donc libres en orientation. Seule la fonction anti-shimmy était maintenue. La figure 6-5 représente le schéma synoptique de cette commande. La figure 6-6 en donne le schéma hydraulique avec, en particulier, la servo-valve et les composants de l'anti-shimmy<sup>180</sup>. Tous ces éléments étaient rassemblés dans un bloc hydraulique installé sur l'atterrisseur, juste au-dessus des vérins moteurs pour rendre l'anti-shimmy plus efficace et moins vulnérable aux chocs et projections. Voir la figure 3-16, en fin du chapitre 3.

Par ailleurs la commande de Concorde comportait une disposition unique en son genre, à notre connaissance. En effet la servo-valve avait été conçue pour accepter un signal d'entrée en courant alternatif 400Hz, modulé en amplitude et discriminé en phase. Cette caractéristique permettait de faire fonctionner toute la commande, notamment les capteurs et les unités électroniques, entièrement en courant alternatif, sans la nécessité d'adjoindre des démodulateurs électroniques<sup>181</sup>. Elle présentait un autre avantage par rapport à une servo-valve classique : en raison de l'arrangement des bobinages de son étage pilote, elle réduisait les risques de braquage intempestif des roues<sup>182</sup>. Cette servo-valve a fonctionné sans problème en utilisation commerciale sur Concorde pendant plus d'un quart de siècle.

La commande électrohydraulique de Concorde a marqué une étape importante dans l'évolution des commandes d'orientation des roues avant. Par rapport aux réalisations précédentes, elle a même représenté un saut technologique de par ses niveaux de performance et de sécurité. En outre, elle permettait à Messier de s'initier

---

<sup>179</sup> Un électro-distributeur est un organe, du type « tout ou rien », à entrée électrique et sortie hydraulique. Il est constitué d'un ou de deux électro-aimants commandant chacun l'ouverture d'un petit clapet (souvent à bille), qui alors déclenche le basculement d'un second étage hydraulique (à clapets ou tiroir) afin de mettre en pression un organe (ou un circuit) ou de le mettre en communication avec le retour vers le réservoir.

<sup>180</sup> Clapets anti-retour, clapets freineurs, sélecteur d'intercommunication à deux tiroirs, accumulateur de pressurisation du circuit de l'anti-shimmy.

<sup>181</sup> Le moteur-couple de la servo-valve était réglé pour n'être sensible qu' à l'amplitude et à la phase du courant alternatif d'entrée. Ce qui n'a pas été sans poser quelques problèmes de stabilité lors de sa mise au point, bien que la fréquence propre du moteur-couple ait été calculée pour être bien inférieure à 400 Hz.

<sup>182</sup> Car les bobinages de son étage pilote étaient en série, et non pas en parallèle comme sur une servo-valve classique. En conséquence une rupture de bobinage ne pouvait pas provoquer un déséquilibre induisant un ordre à braquer.

à une technologie électronique évoluée<sup>183</sup>, au moment où Hispano-Suiza le faisait de son côté avec l'introduction du SPAD. Il faut souligner que cette commande avait une avance certaine sur son temps, car comme nous l'avons vu, sur le grand programme civil qui suivit Concorde, l'Airbus A300, l'avionneur préféra en rester à la technologie hydromécanique. Il faudra attendre une quinzaine d'années, c'est à dire le lancement de l'A320 en 1984, pour voir retenue sur un avion commercial une commande électrohydraulique pour l'orientation de roues. Si la technologie fut modernisée, les principes développés pour Concorde furent repris, notamment l'architecture générale à double canaux et le mode de réalisation de la chaîne de surveillance, tout ceci afin d'assurer le même haut niveau de sécurité. Par la suite, la solution adoptée pour l'A320 fut reconduite sur les A330 et A340, puis ultérieurement sur l'A380.

Dans l'intervalle, des commandes électrohydrauliques d'orientation équipèrent également des avions de la société Dassault. Leur chaîne de commande reposait toujours sur le même principe, en particulier sur l'utilisation d'une servo-valve. Par contre, la solution choisie pour la détection des anomalies était basé sur un principe un peu différent. En effet, il mettait en œuvre des détecteurs de défauts internes concernant les alimentations électriques, les capteurs, la continuité des connexions, la valeur de l'écart. En cas d'in vraisemblance ou de défaut constaté, la commande était désactivée automatiquement. De telles commandes sont installées sur les avions militaires Mirage 2000 et Rafale, ainsi que sur les avions d'affaires Falcon 50, Falcon 900, Falcon 2000.

### *Les systèmes d'orientation de roues*

L'A320 marqua non seulement l'introduction sur Airbus des commandes d'orientation électrohydrauliques, mais également celle des calculateurs numériques. Il fut alors décidé d'avoir recours à un calculateur commun au freinage et à l'orientation de roues. Ce calculateur intégrait, en addition des fonctions commande et surveillance, des unités de détection automatique et de mémorisation de pannes, dont la commande d'orientation a ainsi pu bénéficier. De plus, avec ce type de calculateur, il était devenu plus aisé d'avoir un asservissement à sensibilité variable, soit en fonction de la valeur de l'ordre de braquage, soit en fonction de sa provenance (volant ou pédalier), ou encore en fonction de la vitesse de roulage. De même, il était plus facile de recueillir sous forme numérique l'information de vitesse avion émise par sa centrale de navigation.

Ainsi, avec ce calculateur et les autres constituants (vérins, servo-valve, capteurs de position, matériels hydrauliques) la commande d'orientation de roues était devenue un système évolué. On peut donc mesurer les progrès accomplis depuis l'époque des simples anti-shimmy ou même des commandes hydromécaniques.

## LES EFFORTS DE RECHERCHE

L'évolution technologique que nous venons de décrire s'est faite pour beaucoup sous l'effet de travaux de recherche, surtout lors du passage des solutions

---

<sup>183</sup> Pour la conception et la réalisation du boîtier électronique de cette commande, Messier s'était adressé à la société Thomson-CSF.



hydromécaniques aux solutions électrohydrauliques. Ils dérivèrent de l'intense activité d'études et d'essais déployée par Messier au début des années 1960 pour développer sa propre servo-valve, et ceci sous l'impulsion de René Lucien. En effet, ce grand dirigeant, ingénieur de l'Ecole Centrale de Paris, était un passionné de technologie, dont il suivait avec attention les développements, en particulier dans les pays anglo-saxons. C'est ainsi que, voyant naître les servo-valves aux Etats Unis, il avait demandé à sa Direction Technique d'aborder cette nouvelle technologie, dans le but de créer une servo-valve Messier. C'était un pari ambitieux et plutôt rare à l'époque en Europe, la grosse majorité des autres hydrauliciens ayant alors jugé préférable, pour couvrir leurs besoins, de s'approvisionner directement aux Etats Unis ou d'acheter une licence de fabrication. A notre connaissance, seule la société française SOM-CRH<sup>184</sup> se lança également dans l'aventure. Il faut reconnaître que la difficulté était grande pour obtenir à la fois des performances dynamiques élevées, nécessaires par exemple au pilotage d'un engin, un appareil stable, pas trop dispendieux à fabriquer et à régler, tout en évitant de tomber dans le champ des brevets américains. Messier y parvint malgré tout. Sa servo-valve trouva une application en série sur un engin sol-air (version française de la batterie Hawk), et une version « marine » fut utilisée pour une commande de barre de sous-marin. Toutefois, si l'entreprise fut réussie sur le plan technique, elle n'eut pas alors de prolongement pour des raisons économiques<sup>185</sup>. Tout au moins pour des servo-valves à caractère standard, car l'expérience acquise par les équipes concernées a pu ensuite être utilisée pour la mise au point de réalisations originales, précisément pour les commandes d'orientation. Nous les avons évoquées à propos des Mirage IV, Mirage F1 et Concorde. En permettant de simplifier l'électronique, et même de la supprimer dans les deux premiers cas, elles ont hâté l'introduction des commandes électrohydrauliques et conféré à Messier un rôle pionnier dans ce domaine.

Les recherches précédentes avaient été menées par Messier sur ses fonds propres. Par la suite cette société bénéficia de l'aide de l'Etat. Par exemple pour des études sur des commandes d'orientation omnidirectionnelles, c'est à dire à moteur sans limitation de débattement angulaire. Quatre marchés furent attribués à Messier-Hispano-Bugatti en 1978, 1981 et 1990 par le STPA/CIN. Les deux premiers avaient pour objet la mesure des caractéristiques de différents types de moteurs rotatifs du commerce, afin de définir les types les mieux adaptés pour une transposition aux commandes d'orientation omnidirectionnelles. Le troisième était précisément consacré à l'étude et à la mise au point d'un ensemble de commande omnidirectionnelle. Le quatrième, daté de 1993, visait la réalisation d'un système hydraulique de commande d'orientation fonctionnant sous 350 bars. Ces quatre marchés préparèrent le développement de la commande d'orientation du Rafale dont nous avons parlé précédemment. Outre l'aspect technique, l'aspect économique fit l'objet de recherches. Dans ce cadre, un cinquième marché du STPA/CIN, daté lui aussi de 1993, fut attribué à Messier-Bugatti pour l'étude d'une commande d'orientation à coût réduit. L'application envisagée était les avions de transport régional (dits commutés). Entre ces marchés ciblés, un autre de portée plus large

---

<sup>184</sup> SOM-CRH = Société d'Optique et de Mécanique - Centre de Recherches Hydrauliques. Cette société est devenue par la suite la SOPELEM puis IN-LHC (Intertechnique – L'Hydraulique de Châteaudun).

<sup>185</sup> SOM-CRH fut plus persévérant. En particulier, elle réussit par la suite à produire des servo-valves, de sa conception, utilisées pour le freinage des avions, ainsi que nous l'avons vu dans le chapitre consacré aux systèmes de freinage.

s'intercala en 1986 pour la réalisation de servo-valves rapides à gros débit, à usage d'asservissements électrohydrauliques.

## LES ESSAIS

Au-delà des essais nécessaires à la mise au point de leurs constituants individuels, et en dehors de ceux effectués dans le cadre des travaux de recherche dont nous venons de parler, les essais d'ensemble des commandes d'orientation de roues ne peuvent être dissociées des essais de train d'atterrissage, ni même des essais au sol des avions qu'elles équipent. En effet, du point de vue fonctionnel, les commandes d'orientation englobent, d'une part, toutes les parties tournantes de l'atterrisseur, des éléments des circuits hydrauliques et électriques de l'avion, et même l'avion lui-même. C'est pourquoi nous avons déjà évoqué les essais de commandes d'orientation dans le chapitre consacré aux essais d'atterrisseurs. Nous y revenons seulement pour insister sur quelques points importants.

D'abord, il est impératif de vérifier sur l'ensemble fonctionnel complet, que le niveau de sécurité revendiqué est bien atteint. Les essais sur « l'iron-bird »<sup>186</sup>, comme nous l'avons vu, se prêtent tout à fait à la simulation de pannes. Il est donc possible de s'y assurer que la chaîne de surveillance remplit bien son rôle, en particulier que tout type d'anomalie dangereuse provoque bien la désactivation immédiate de la commande, c'est à dire avant qu'ait pu se produire un braquage significatif incontrôlé des roues. De ce point de vue, les « iron-birds » construits à l'occasion de Concorde, puis des Airbus, ont constitué un outil précieux.

Ensuite, seuls les essais sur avion permettent de juger de l'efficacité d'une commande et de son adaptation à l'avion. En particulier, les problèmes ne sont pas les mêmes dans le cas, d'un côté, d'atterrisseurs principaux mono roues ou à diablo, et de l'autre d'atterrisseurs principaux à balancier et quatre roues, comme nous l'avons exposé au chapitre 3 dédié aux atterrisseurs. Dans les deux cas le jugement des pilotes est primordial. Selon leur avis, il a fallu parfois apporter des retouches, par exemple à la précision de commandes hydromécaniques ou à la sensibilité de commandes électrohydrauliques, ce dernier cas se prêtant d'ailleurs plus aisément à des corrections.

Un autre point à apprécier au cours des essais sur avion est la pertinence du processus d'activation. En principe, sur tous les avions, la condition absolument nécessaire à l'enclenchement de la commande est le début enfoncement de l'amortisseur avant. Ceci pour éviter que l'impact ne se fasse avec les roues braquées. De plus, sur certains avions, une condition de vitesse de roulage est ajoutée : au-dessus de la vitesse assurant une efficacité suffisante de la gouverne de direction, les roues sont laissées libres en orientation pour donner la prépondérance à l'amortissement créé par l'anti-shimmy. Cependant, il a parfois été constaté qu'à l'atterrissage il était préférable d'enclencher la commande le plus tôt possible pour contrer des vibrations. En fait, cela dépend de la fréquence d'excitation<sup>187</sup> et des

---

<sup>186</sup> Voir le chapitre 3, dédié aux atterrisseurs.

<sup>187</sup> Il suffit, dans les cas les plus sensibles, d'un faible balourd de pneumatique pour créer cette excitation

fréquences de résonance des différents éléments en cause. Il faut donc vérifier que le bon choix a été fait.

Enfin, des campagnes d'essais sur certains avions plus récents ont révélé que le comportement de l'avion à l'atterrissage, voire la procédure appliquée pour faire décroître son assiette longitudinale après l'impact des roues principales puis des roues avant, pouvait avoir une influence sur la sensibilité aux vibrations d'orientation. En fait, dans certains cas, les essais ont montré qu'une décroissance douce de l'assiette, entraînant un enfoncement lent de l'amortisseur avant, était l'un des éléments favorisant la naissance de ces vibrations. Il s'est alors avéré judicieux de réviser la procédure, pour augmenter la vitesse à piquer après l'impact.

## LA PLACE DE L'INDUSTRIE FRANCAISE

Comme nous l'avons vu dans les pages précédentes, les industriels français ont participé activement aux évolutions des commandes puis des systèmes d'orientation de roues des avions. En outre, Messier-Bugatti a su associer ses compétences dans le freinage des avions et dans l'orientation de roues pour proposer à ses clients un calculateur commun pour gérer ces deux systèmes.

Ces compétences reconnues se sont traduites sur le plan de la production puisque, tout au long du demi-siècle considéré, les commandes d'orientation équipant les avions français, ont été fournies exclusivement par des sociétés nationales, principalement Messier et les sociétés qui en émanent, et qu'il en a été de même sur les avions européens, tels les Transall, Jaguar, Concorde, Airbus<sup>188</sup>.

---

<sup>188</sup> Tous les programmes, y compris l'A380.

## ANNEXE 6

### ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 6

#### LISTE DES FIGURES

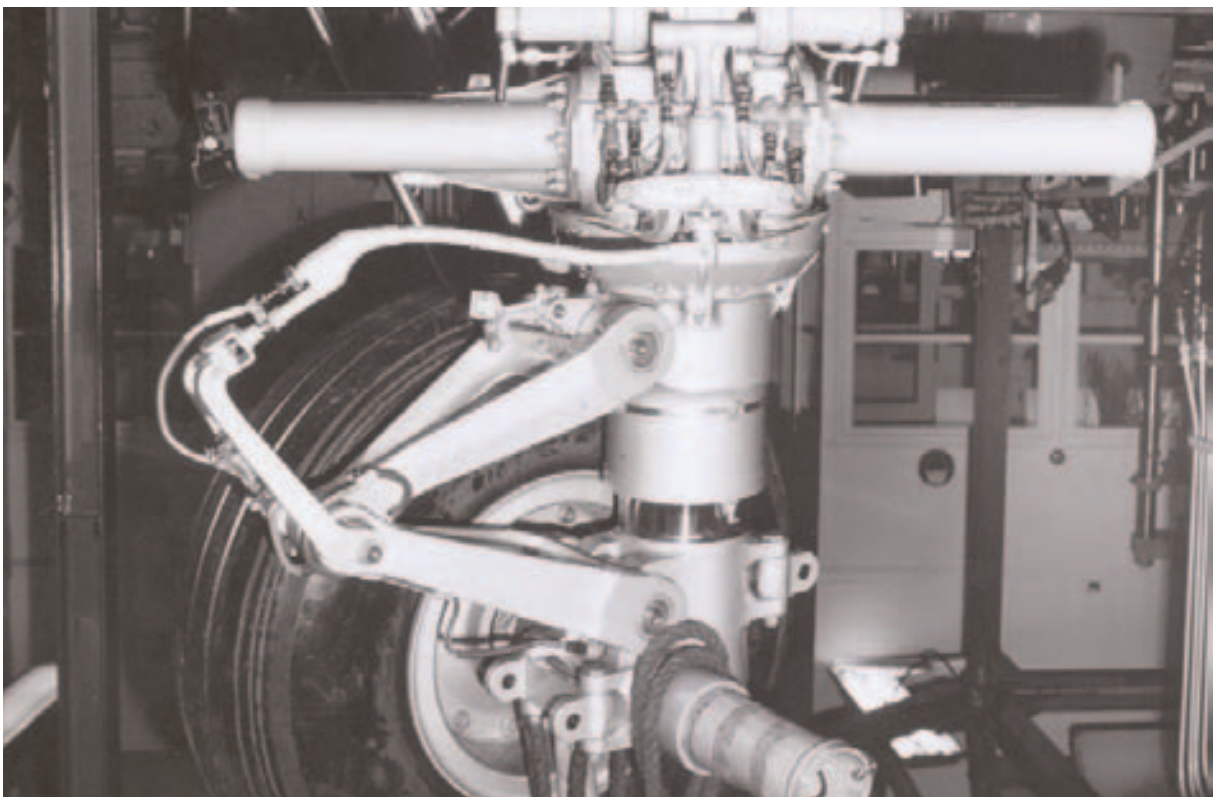
*Toutes ces figures sont de source Messier-Bugatti*

- 6-1 : Vérins d'orientation de roues de l'A340
- 6-2 : Vérins d'orientation de roues de l'A300
- 6-3 : Moteur d'orientation de roues du Rafale Marin
- 6-4 : Schéma du bloc moteur du Rafale Marin
- 6-5 : Schéma synoptique de la commande d'orientation de Concorde
- 6-6 : Schéma du bloc hydraulique de la commande d'orientation de Concorde

*Les photographies et images de source Messier-Bugatti reproduites dans cet ouvrage sont la propriété exclusive de cette société et ont été publiées avec son accord. Leur utilisation et leur reproduction sont interdites sauf l'autorisation préalable et écrite de Messier-Bugatti.*



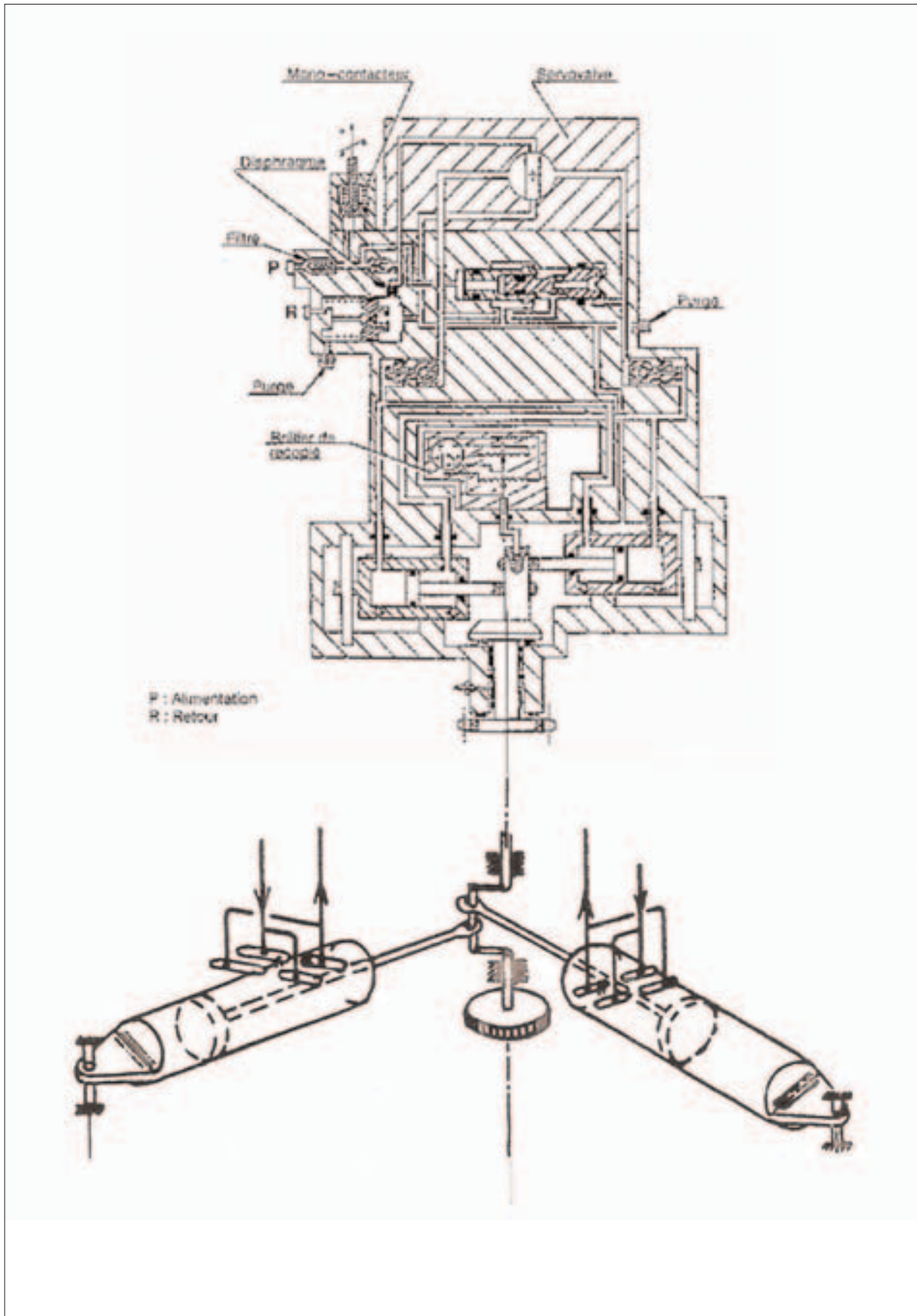
6-1 : Vérins d'orientation de roues de l'A340 (source Messier-Bugatti)



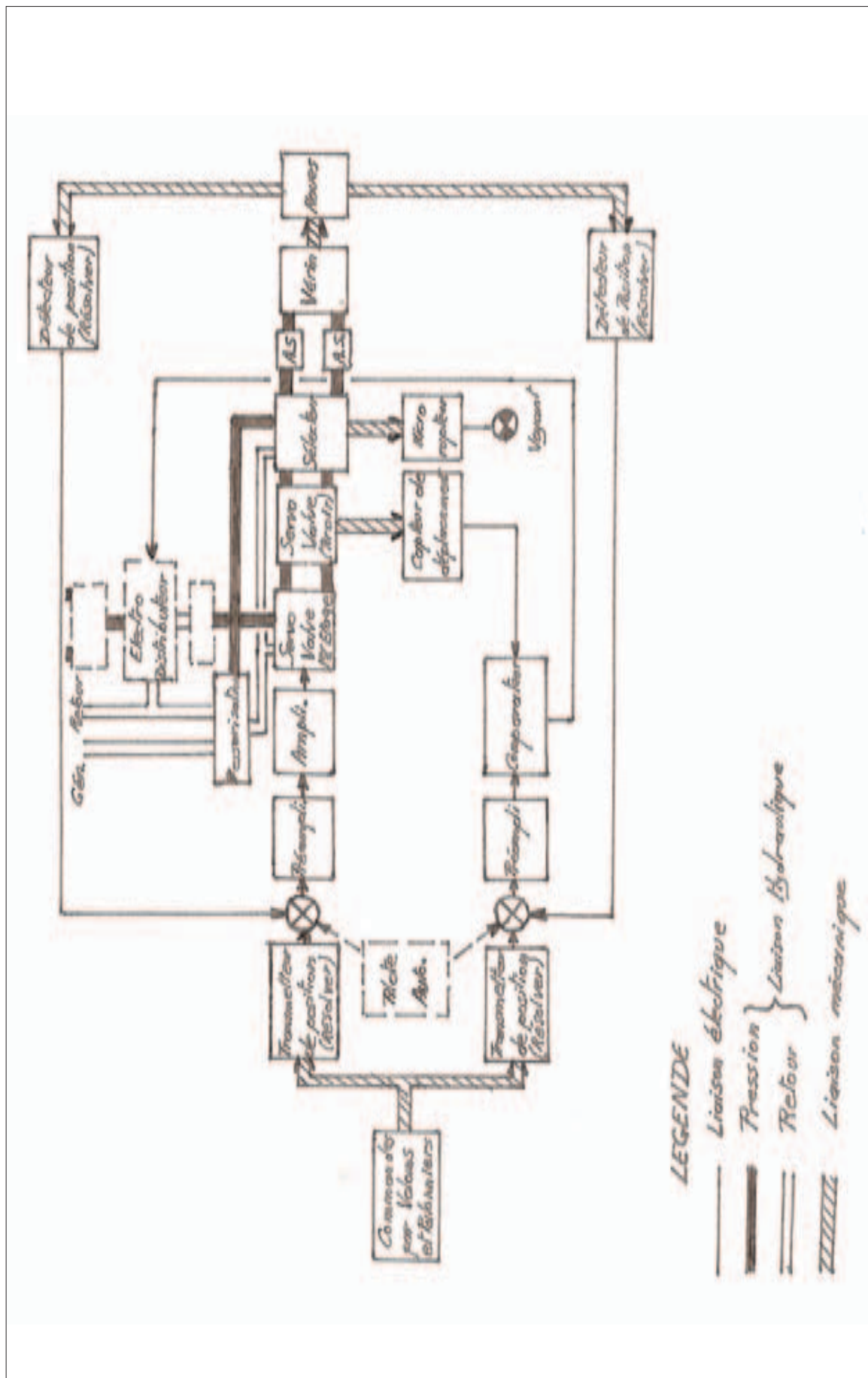
6-2 : Vérins d'orientation de roues de l'A300 (source Messier-Bugatti)



6-3 : Moteur d'orientation de roues du Rafale Marin (source Messier-Bugatti)

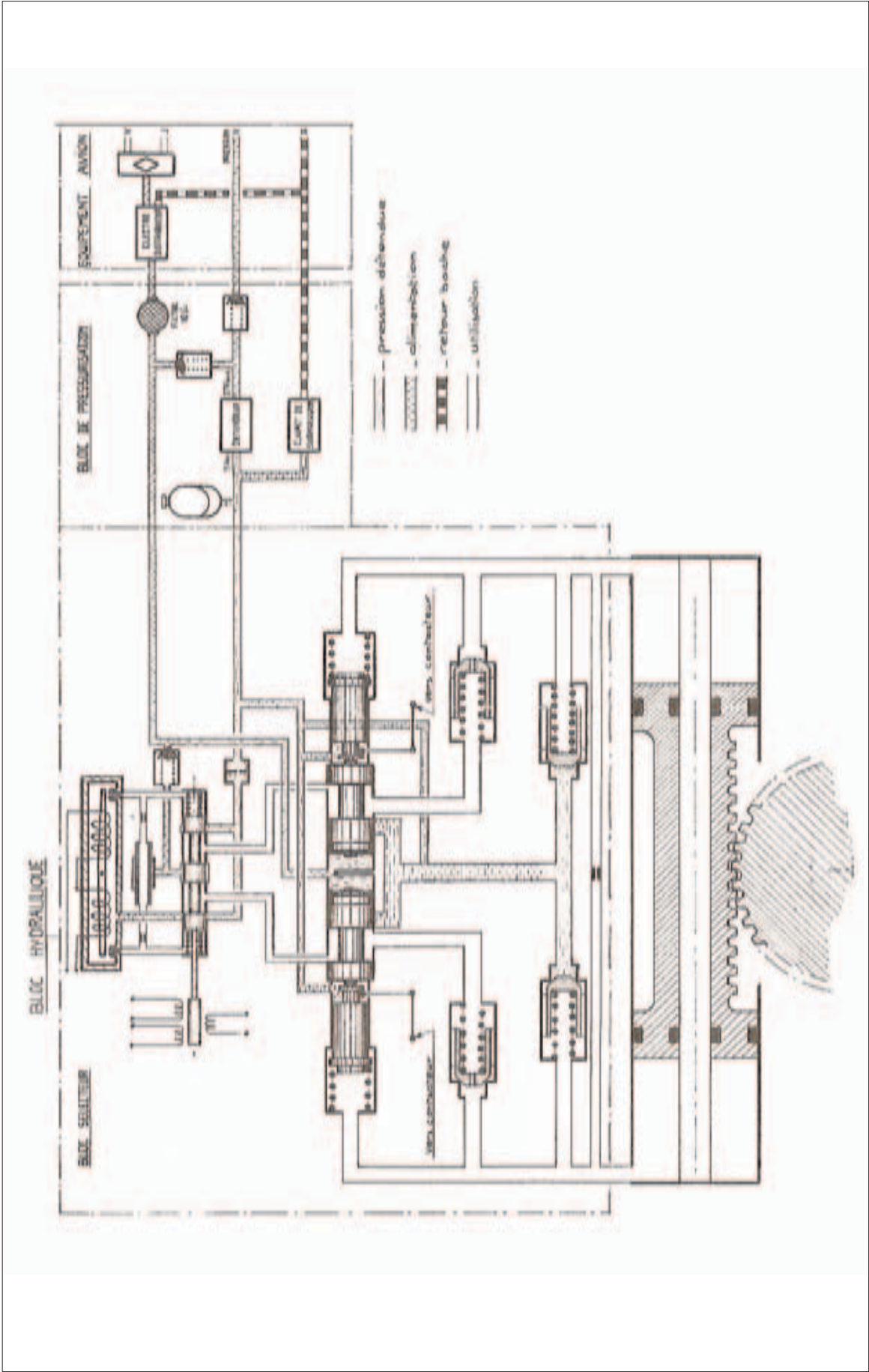


6-4 : Schéma du bloc moteur du Rafale Marin (source Messier-Bugatti)



6-5 : Schéma synoptique de la commande d'orientation de Concorde (source Messier-Bugatti)Bugatti)





6-6 : Schéma du bloc hydraulique de la commande d'orientation de Concorde (source Messier-Bugatti)



## CHAPITRE 7

### LES COMMANDES DE LA MANŒUVRE TRAIN-TRAPPES

La troisième catégorie de systèmes associés au train d'atterrissage est consacrée à la manœuvre des trains et des trappes, c'est à dire, plus précisément aux manœuvres de rentrée et de sortie des atterrisseurs escamotables et aux manœuvres conjuguées d'ouverture et de fermeture des portes<sup>189</sup> des soutes destinées à loger ces atterrisseurs durant le vol. Là encore, des évolutions importantes se sont produites sur le demi-siècle que nous traitons. De la même façon, elles se rapportent aussi bien à la nature des problèmes posés qu'aux solutions mises en œuvre pour les résoudre.

Comme pour l'orientation de roues ces pages ont été établies sur la base de l'expérience personnelle du coordinateur, de la contribution de Bernard Bouchez et des sources de documentation indiquées en fin d'ouvrage.

#### CONSIDERATIONS GENERALES

##### *Le rôle crucial des systèmes de manoeuvre train-trappes*

L'avènement des trains escamotables a nécessité de prévoir dans l'avion des soutes pour y loger les atterrisseurs durant le vol, et tout particulièrement les roues et leurs pneumatiques. Pour ne pas entamer l'avantage de réduction de la traînée aérodynamique donné par cet escamotage, il a fallu prendre des dispositions pour que les profils de la voilure et du fuselage ne soient pas excessivement perturbés par la présence de ces soutes, ce qui a impliqué de les refermer pendant le vol. Les solutions retenues se sont perfectionnées au fil des années pour satisfaire aux exigences sans cesse accrues d'avions volant de plus en plus vite et ayant des masses de plus en plus élevées. On est passé de la simple commande du mouvement concomitant d'atterrisseurs et de trappes qui leur étaient liées mécaniquement, à des systèmes faisant intervenir des ouvertures et fermetures de trappes précédant et suivant la rentrée et la sortie des atterrisseurs, et impliquant la mise en œuvre d'un ensemble d'organes de nature diverse, agencés selon un schéma fonctionnel élaboré.

Cette évolution a aussi été marquée par le souci constant de maintenir la sécurité de l'avion à l'atterrissage. En effet à partir du moment où le train était escamotable, l'accomplissement correct de sa sortie et de son verrouillage train sorti devenait crucial. En conséquence il a fallu démontrer que le risque de sa non-réalisation était extrêmement faible, quelles que fussent les solutions retenues<sup>190</sup>.

---

<sup>189</sup> Chez les spécialistes, ces portes sont appelées trappes. Nous reprendrons donc ce terme.

<sup>190</sup> La probabilité de pannes ou d'incidents pouvant conduire à une non-sortie et/ou à un non-verrouillage train sorti d'un atterrisseur doit être très faible, c'est à dire ne pas excéder 1 milliardième.

D'où les précautions prises pour atteindre cet objectif, particulièrement la mise en place d'une redondance de la commande de sortie : en plus de celle normalement prévue si tout fonctionnait bien, dite commande normale, l'équipage disposait d'une seconde commande, dite commande secours, pour pallier tout dysfonctionnement de la commande normale.

En fait, cet impératif de sécurité était si crucial qu'il allait conditionner la conception des commandes puis des systèmes de manœuvre train-trappes, ainsi que fortement influencer celle des atterrisseurs eux-mêmes.

### *Les premiers pas*

Au début des trains rétractables, vers la fin des années 20, les solutions adoptées étaient simples. Les jambes d'atterrisseur recevaient des trappes fixées sur elles<sup>191</sup> et refermant pendant le vol la partie de la soute en charge de les loger. Quant à la partie en charge de loger les roues, elle était bouchée, tant bien que mal, par ces dernières pendant le vol. Par exemple, pour les atterrisseurs se relevant dans un plan longitudinal, les roues étaient rentrées partiellement dans le fuselage (ou dans leurs nacelles) à un demi-diamètre, leur partie inférieure étant laissée à l'extérieur. Dans les cas des atterrisseurs se relevant latéralement, les roues en position escamotée étaient laissées affleurantes au profil de la voilure. Ces solutions furent jugées acceptables tant que la vitesse des avions en vol n'était pas trop élevée.

Bien entendu, il fallait un élément moteur pour rétracter l'atterrisseur. Or à cette époque il n'y avait pas à bord de source d'énergie auxiliaire. Par conséquent, c'était les bras du pilote ou du mécanicien qui étaient mis à contribution. Il y eut ainsi au tout début, et sur des avions plutôt légers, des mécanismes de relevage manœuvrés par une manivelle qui devait être tournée un très grand nombre de fois, par exemple 35 sur l'avion américain Grumman G5, 96 sur le Blériot modèle 111. Cependant il apparut rapidement qu'une solution hydraulique serait d'une part plus simple, et d'autre part plus sûre pour permettre une sortie rapide du train. Elle était basée sur l'utilisation de vérins (1 par atterrisseur) reliés par des tuyauteries à un réservoir d'huile et à une pompe à main. Pour le relevage cette pompe devait être manœuvrée par l'équipage, et là encore un grand nombre de fois, mais pour la descente il suffisait, dans la plupart des cas<sup>192</sup>, de relâcher la pression en commandant l'ouverture d'un clapet.

### *Les premiers perfectionnements*

Au cours des années 1930 plusieurs perfectionnements furent apportés. D'abord parce que les solutions précédentes, qui avaient le mérite de la rusticité, étaient insuffisantes sur le plan aérodynamique. Ensuite parce l'industrie naissante des équipements commençait à offrir de nouveaux matériels. Ainsi apparurent les premières pompes hydrauliques. Entraînées en rotation par une prise de mouvement montée sur le moteur, elles fournissaient la puissance hydraulique nécessaire aux vérins de relevage des atterrisseurs, ce qui constituait un gros progrès.

---

<sup>191</sup> Dites trappes pantalon.

<sup>192</sup> Les seules exceptions pouvant être dues à des efforts aérodynamiques suffisants pour s'opposer au verrouillage bas de l'atterrisseur. Cependant ces cas demeurèrent peu fréquents tant que les vitesses des avions n'atteignirent pas des valeurs élevées.

Pour améliorer l'aérodynamisme des avions les plus rapides, il fallait fermer complètement la soute pendant le vol, donc également la partie réservée aux roues. Dans la mesure du possible, par exemple pour les atterrisseurs avant, on s'efforça d'y parvenir à l'aide d'embellages mécaniques actionnés par la jambe en fin de relevage pour refermer les trappes. Cependant cette solution n'étant pas toujours faisable, par exemple pour les atterrisseurs principaux de voilure se relevant latéralement et rentrant leurs roues dans le fuselage, on commença à voir des trappes de roues commandées par un vérin dédié. Leur fermeture devait se faire après l'accrochage train haut de l'atterrisseur, alors qu'à l'atterrissage leur ouverture devait être achevée avant le début de sortie de l'atterrisseur. Il a donc fallu mettre en oeuvre les premiers embryons de commandes en séquence. L'avion de George Messier, qui vola en 1933, fournissait, notamment sur ce point, la démonstration des meilleures réalisations technologiques de l'époque.

### *Les commandes en séquence*

Ce fut cependant après la seconde guerre mondiale, avec l'arrivée des avions à réaction, que se produisit, du moins en France, l'évolution la plus déterminante. En effet, tant que les vitesses des avions n'étaient pas trop élevées, on pouvait tolérer que les trappes soient laissées ouvertes pendant que le train était sorti. Mais, avec le bond des vitesses qui eut lieu alors, les perturbations aérodynamiques devinrent inacceptables. Il fallut donc refermer les trappes durant cette phase, au moins les plus grandes d'entre elles, c'est à dire les trappes de roues. La manœuvre se compliqua donc, pour se dérouler en plusieurs phases successives.

Au décollage :

- Ouverture des trappes
- Rentrée des atterrisseurs
- Accrochage et verrouillage train rentré des atterrisseurs
- Fermeture des trappes.

A l'atterrissage :

- Ouverture des trappes
- Sortie des atterrisseurs
- Verrouillage train sorti des atterrisseurs
- Fermeture des trappes
- Verrouillage des trappes fermées.

Toutes ces manœuvres, déclenchées par une seule manette « entrée-sortie du train » située dans le poste de pilotage, devaient s'effectuer les unes derrière les autres pour éviter tout risque d'interférence entre atterrisseurs et trappes. Pour y parvenir d'une façon parfaitement sûre, le principe retenu fut qu'au niveau de chaque atterrisseur, une manœuvre ne pouvait commencer tant que la précédente n'était pas complètement achevée. De plus, il fallait que toutes ces manœuvres s'effectuent en quelques secondes<sup>193</sup> pour minimiser les perturbations aérodynamiques. On aboutissait ainsi à un principe élaboré de commande en séquences.

---

<sup>193</sup> En général, le temps total d'une manœuvre de rentrée ou de sortie est, dans des conditions normales de fonctionnement, de l'ordre de 5 à 6 secondes pour un avion de combat, et de 8 à 16 secondes pour un avion de transport commercial.

### *La signalisation d'état des atterrisseurs et des trappes*

La mise en oeuvre d'un tel principe de commande introduisit la nécessité d'informer l'équipage, durant ces manœuvres, de l'état de chacun des éléments fonctionnels concernés. D'abord, il fallait que l'équipage puisse être assuré de l'effectivité des verrouillages.

Au sol :

- Verrouillage train sorti de chacun des atterrisseurs
- Verrouillage de chacune des portes en position fermée.

En vol :

- Accrochage et verrouillage train rentré de chacun des atterrisseurs
- Verrouillage de chacune des portes en position fermée.

En outre d'autres états devaient être détectés :

- La détente complète de chacun des amortisseurs après le décollage
- La position « roue(s) dans l'axe » pour les atterrisseurs avant munis d'une commande d'orientation (et pour les atterrisseurs principaux de certains très gros avions).

En effet, si ces derniers états n'étaient tous obtenus, le train ne devait pas être autorisé à rentrer.

Au total, une bonne dizaine de détecteurs devaient être installés, chacun pour vérifier un état précis et envoyer le signal électrique correspondant vers un panneau du poste de pilotage. Sans compter les redondances qui pouvaient être prévues pour assurer la sécurité. Le choix de ces détecteurs, en concertation avec les avionneurs, ainsi que la conception de leur mécanisme de commande, durent faire l'objet d'études soignées, car une signalisation erronée a les mêmes conséquences qu'une panne d'un élément fonctionnel, c'est à dire l'interruption du vol ou tout au moins une forte perturbation de la mission prévue.

## L'EVOLUTION TECHNOLOGIQUE

### *Les étapes de l'évolution, en France*

En toute logique les considérations du paragraphe précédent conduisait à utiliser les signaux électriques des détections d'état non seulement pour la signalisation mais également pour commander les séquences, quitte à les dédoubler. Ceci d'autant plus qu'une telle combinaison offrait des facilités d'installation et des avantages indéniables de masse. Cependant ce type électrohydraulique de commande ne fut pas pendant longtemps adopté de façon générale. En particulier sur les avions commerciaux où, si l'on met à part le cas de Concorde, les habitudes des avionneurs américains et des compagnies aériennes réussirent à imposer, pratiquement jusqu'au milieu des années 1980 ; le type hydromécanique de commande de manœuvre train-trappes.

En fait l'évolution technologique a été marquée en France, après les premiers pas que nous venons d'évoquer, par plusieurs étapes que, schématiquement, nous avons ramené à trois :

- Les commandes électrohydrauliques des avions militaires, du Fouga Magister aux Mirages
- La commande hydromécanique de l'A300
- Les systèmes de manœuvre train-trappes de l'A320 et du Rafale.

Cependant, à côté de l'architecture des commandes il y a leurs constituants qui, eux aussi, ont fait l'objet d'évolutions notables au cours de ce demi-siècle. Aussi, avant de traiter des commandes elles-mêmes, nous allons d'abord nous arrêter sur leurs constituants, et ceci d'autant plus que, basiquement, ces derniers se retrouvent dans tous les types de commande et que leur évolution n'est pas forcément concomitante à celle des commandes.

### *Les constituants de base et leur évolution*

Sur le plan fonctionnel, les commandes de manœuvre train-trappes sont naturellement indissociables des éléments qu'elles sont chargées d'animer en séquence, c'est à dire les atterrisseurs, tout particulièrement leurs contrefiches, et les trappes autonomes (celles qui ne sont pas liées mécaniquement à un atterrisseur). En outre la puissance nécessaire à la manœuvre est fournie par un ou plusieurs circuits de l'avion. Cependant, ces éléments ou circuits ne font pas partie des commandes elles-mêmes.

Par contre, on peut considérer que les familles suivantes de constituants s'y intègrent, même si certaines d'entre elles sont physiquement rattachées aux atterrisseurs :

- Organes moteurs chargés d'animer les atterrisseurs et les trappes
- Distributeurs jouant le rôle d'interfaces entre la source de puissance et les organes moteurs
- Dispositifs de verrouillage, des atterrisseurs en configuration train sorti et train rentré, des trappes en position fermée
- Détecteurs d'état, nécessaires aux fonctions signalisation et, quand approprié, aux commandes.

Si ces constituants ont conservé des caractéristiques de base qui se sont retrouvées sur tous les types de commandes ou systèmes, ils ont, pour beaucoup d'entre eux, évolué au cours du temps.

Les organes moteurs (1 par atterrisseur, 1 par trappe autonome) sont très généralement des vérins linéaires hydrauliques. Ces vérins offrent en effet la meilleure puissance massique<sup>194</sup>. De plus ils sont très attractifs du point de vue de la sécurité, en raison de leur très faible susceptibilité au grippage, leur conférant un caractère quasi certain de réversibilité. En conséquence, l'éventualité qu'ils puissent s'opposer à une sortie en secours, sous l'effet de la seule gravité<sup>195</sup>, n'existe pratiquement pas. La puissance est puisée dans la génération hydraulique de l'avion. Comme nous le verrons plus loin, selon le type de commande, un ou plusieurs circuits de génération peuvent être mis en jeu pour la manœuvre train-trappes. Des distributeurs hydrauliques, alimentés par la génération de l'avion et reliés par des tuyauteries aux vérins, permettent de diriger la pression vers ces derniers dans le

<sup>194</sup> Rapport puissance/masse.

<sup>195</sup> C'est à dire une sortie des atterrisseurs sous le seul effet de leur poids. De même pour les trappes. Sur ce type de sortie voir le chapitre dédié aux atterrisseurs.

sens convenant au mouvement à obtenir. Ceci en fonction des ordres d'entrée, soit mécaniques, soit électriques que ces distributeurs reçoivent eux-mêmes. Ce dernier aspect sera développé ultérieurement lorsque nous aborderons l'historique sur les différents types de commande.

Il y eut très peu de réalisations basées sur des organes électriques. de puissance. Elles ne furent pas convaincantes, car sur notre période les moteurs électriques et les mécanismes de transmission de mouvement étaient loin d'atteindre les niveaux de performance et de fiabilité où ils sont parvenus de nos jours. En particulier les mécanismes réducteurs n'assuraient pas la réversibilité du mouvement, si précieuse sinon indispensable à la sortie du train en secours.

Les atterrisseurs doivent non seulement être animés pour passer d'une configuration à l'autre, mais leur géométrie doit être verrouillée mécaniquement dans chacune de ces configurations.

Ces verrouillages doivent s'effectuer automatiquement, c'est à dire sous le seul effet du mouvement de l'atterrisseur arrivant en fin de course, train sorti ou train rentré, sans l'intervention d'aucune commande. Pour la configuration train sorti, le verrouillage est réalisé au niveau des contrefiches.

Au chapitre dédié aux atterrisseurs il a été exposé qu'il existait deux grandes familles de contrefiches : d'un côté les vérins-contrefiches et les contrefiches télescopiques<sup>196</sup>, de l'autre les contrefiches briseuses à alignement. Dans le premier cas la tige du vérin ou de la contrefiche télescopique est bloquée, dans la position correspondant à l'atterrisseur complètement sorti, par un verrou s'enclenchant de façon automatique. Une très grande sûreté de fonctionnement de ce dernier est indispensable. Le verrouillage à griffes breveté en 1938 par la société Messier répond tout à fait à cet impératif. C'est pourquoi il a été mondialement copié après, sinon avant, qu'il ne tombât dans de domaine public. L'encadré ci-contre rappelle son principe de fonctionnement. Toutefois ce ne fut pas le seul type utilisé. Des dispositifs plus complexes, par exemple à coins en forme de secteur, ont été aussi développés, notamment en France par Hispano-Suiza. L'avantage de cette première famille de contrefiches est la simplicité de la cinématique de relevage.

#### LE VERROUILLAGE À GRIFFES

Voir le chapitre 3, en particulier figure 3-2. Rappelons simplement ici que ces griffes sont constituées par des lames métalliques souples, usinées dans un tronçon de tube cylindrique mince, et comportant chacune un ergot à leur extrémité. Les griffes sont, par exemple, liées à la tige du vérin. Lorsque cette dernière approche de sa fin de course, les ergots glissent sur un redan solidaire du cylindre, en fléchissant les lames, et repoussent une coiffe, en comprimant un ressort. En fin de course les ergots se placent contre la face extrême du redan, les lames peuvent ainsi s'écarter, ce qui libère la coiffe qui s'engage alors sous les ergots, les emprisonnant pour réaliser le verrouillage. Au relevage le déverrouillage de la griffe s'effectue sous l'action d'un piston annulaire interne qui repousse la coiffe lorsqu'il est soumis à la pression hydraulique.

<sup>196</sup> Le vérin-contrefiche cumule les fonctions contrefiche et vérin de relevage. C'est la solution géométriquement la plus simple, mais elle n'est pas toujours réalisable car le bras de levier de la contrefiche train rentré peut être insuffisant voire négatif. Dans ce cas on sépare les fonctions en mettant en œuvre d'une part un vérin de relevage à bras de levier optimisé, et d'autre part une contrefiche télescopique à verrouillage interne.



Ce qui explique que son usage fut longtemps le plus répandu non seulement sur les avions militaires, mais aussi sur les premiers avions commerciaux : Caravelle, Concorde et même partiellement sur Airbus A300 et A310 (atterrisseur avant). Ses inconvénients sont, d'une part, d'exiger un effort pour le verrouillage train bas et, d'autre part, de ne pas se prêter à la mise en place de redondances, l'un comme l'autre de ces inconvénients n'étant théoriquement pas favorable à la sortie par gravité. Cependant, sur le plan pratique, les efforts d'inertie et les efforts aérodynamiques sont souvent suffisants pour assurer le verrouillage train sorti, et par ailleurs, l'expérience en service a démontré que le niveau particulièrement élevé de la fiabilité et de la sûreté de fonctionnement d'un verrou à griffes rendait acceptable l'absence de redondance.

Dans la seconde famille, le verrouillage dans la configuration train sorti s'obtient en bloquant l'alignement des deux bras de la contrefiche briseuse. Au cours des années 1950 et 1960, la solution consistait à installer un verrou à l'articulation entre les deux bras, le pêne sur un bras, la gâche sur l'autre. On trouve cette solution par exemple sur les atterrisseurs des SO 4050 « Vautour », Bréguet 1050 « Alizé » et Mirage IV. Souvent adoptée pour des motifs de géométrie, elle n'apportait pas d'avantages notables par rapport aux solutions de la première famille.

En conséquence l'arrivée des programmes d'avions de transport commercial, avec leurs exigences accrues de sécurité, conduisit à l'introduction des contrefiches briseuses à double alignement. Dans cette solution, en configuration train sorti, les deux bras de la contrefiche reprenant les efforts au sol, dite pour cette raison contrefiche principale, sont bloqués en position alignée par une petite contrefiche briseuse dite contrefiche secondaire, dont les deux bras sont eux-mêmes maintenus alignés<sup>197</sup> par deux ressorts. Un seul suffit pour amener à l'alignement et le maintenir. La redondance est ainsi assurée. Quant à la sortie par gravité en toutes circonstances, elle se trouve grandement facilitée. En France cette solution fut adoptée sur les Airbus A300 (atterrisseur principal) et le Mercure, puis ensuite fut généralisée sur tous les avions commerciaux. Voir sur la figure 3-19 la vue schématique de l'atterrisseur principal de l'A310 et de sa contrefiche briseuse à double alignement.

Dans la configuration train rentré, les atterrisseurs doivent être maintenus et verrouillés en configuration repliée et les trappes en position fermée. La solution la plus fréquente est d'utiliser des organes, appelés boîtiers d'accrochage, fixés sur la structure de l'avion. Sur chaque boîtier s'articule un crochet qui fonctionne en conjugaison avec un galet attaché sur l'atterrisseur, ou sur la trappe, lui correspondant. En fin de relevage, ou de fermeture, le galet s'engage dans le crochet puis le fait basculer. Le crochet vient ainsi emprisonner le galet. Un mécanisme interne bloque alors le crochet dans cette position. L'atterrisseur, ou la trappe, se trouve donc accroché et verrouillé.

La figure 7-1 donne la vue coupée d'un boîtier d'accrochage dont nous résumons le principe de fonctionnement dans l'encadré de la page suivante :

---

<sup>197</sup> En fait, pour des raisons de signalisation, les bras de la contrefiche secondaire sont amenés par les ressorts légèrement au-delà de l'alignement, jusqu'à une position définie par la fin de course d'un petit vérin chargé du déverrouillage.

## FONCTIONNEMENT D'UN BOÎTIER D'ACCROCHAGE

Avant l'accrochage, le crochet, positionné par un ressort interne, laisse d'abord passer le galet monté sur l'atterrisseur lorsque celui-ci arrive en fin de relevage. Puis, le mouvement continuant, le galet vient percuter un doigt solidaire du crochet, ce qui fait basculer ce dernier qui emprisonne le galet. Le crochet est alors verrouillé dans cette position par un bras pivotant sous l'action d'un ressort et dont l'extrémité vient tomber dans un cran du crochet pour le bloquer. L'atterrisseur est donc verrouillé train rentré.

A la sortie du train, le déblocage du crochet est provoqué, de façon redondante, par un ou deux petits vérins internes hydrauliques, auxquels s'ajoute souvent une commande mécanique, l'un ou l'autre forçant le bras à se dégager du cran du crochet. Sous l'action du poids de l'atterrisseur le crochet bascule alors dans l'autre sens, ce qui libère le galet.

A l'intérieur du boîtier se trouve également des détecteurs de position du bras pour signaler le verrouillage.

Cette description correspond aux boîtiers les plus simples. A l'occasion des commandes hydromécaniques nous en verrons de plus compliqués.

Moins courante sauf peut-être en Amérique du Nord, est la solution qui consiste à utiliser la contrefiche pour également verrouiller un atterrisseur en configuration repliée. Cela concerne surtout les contrefiches briseuses à double alignement. Dans certains cas il est en effet possible d'obtenir, train rentré, le réalignement des deux bras de la contrefiche secondaire, ce qui fige la géométrie de l'atterrisseur en configuration repliée. Encore plus rare, est le verrouillage train haut par un vérin-contrefiche (ou une contrefiche télescopique) équipé d'un second verrou interne, placé à l'autre extrémité du cylindre. Ce fut cependant possible pour les atterrisseurs de l'hélicoptère SA 330 « Puma ».

Quant aux détecteurs d'état, la technologie en usage jusqu'au début des années 1970 était celle des contacteurs électromécaniques, c'est à dire comportant des contacts dont le basculement entre l'ouverture et la fermeture était commandé mécaniquement. Cette solution offrait l'avantage d'être de principe simple sur le plan électrique, puisqu'il n'y avait pas besoin d'interface entre les contacteurs et les organes qu'ils contrôlaient : lampes de signalisation ou distributeurs à entrée électrique. Par contre, elle exigeait souvent des mécanismes de commande relativement élaborés, notamment dans les cas d'application aux verrouillages à griffes des vérins hydrauliques. De plus les contacts étaient sujets à une détérioration progressive qui provoquaient des chutes de tension, ce qui finissait par perturber le passage des petits courants circulant dans les circuits de signalisation. Bien qu'accueillie par certains avec circonspection, l'arrivée sur le marché français de détecteurs d'un type nouveau, les détecteurs de proximité, offrit de nouvelles perspectives. En particulier il devenait possible de se soustraire aux problèmes précédents<sup>198</sup>. Les détecteurs de proximité sont basés sur le principe de variation d'impédance d'un circuit électro-magnétique, la sonde, apportée par le voisinage immédiat d'une pièce métallique, la cible. Il n'y a donc plus de contacts, et par-là ils apportent un gain indéniable de fiabilité. En outre, les mécanismes de commande sont simplifiés, sinon carrément supprimés. Cependant ces détecteurs doivent être associés à une unité électronique chargée de les alimenter, de recueillir et mettre en forme leurs signaux, de les distribuer, de surveiller leur bon fonctionnement. Installés

<sup>198</sup> En France, les premiers détecteurs de proximité furent réalisés et commercialisés par la C.E.M. (Compagnie Electro-Mécanique). Ce sont eux qui équipèrent les premiers A300.

pour la première fois sur Airbus A300, ils se généralisèrent ensuite sur les avions commerciaux et leur usage se répandit sur les avions nouveaux de tout type..

### *Les commandes électrohydrauliques des avions militaires*

Dans cette solution on utilisait les signaux électriques fournis par les détections d'état pour commander les mouvements en séquences des atterrisseurs et de leurs trappes. A l'origine, et pendant très longtemps sur les avions militaires français, ce furent des contacteurs électromécaniques qui permettaient de détecter les états concernés, c'est à dire les verrouillages train rentré et train sorti des atterrisseurs, ainsi que les ouvertures et fermetures des trappes. Les signaux qu'ils délivraient, images de ceux affectés à la signalisation, étaient suffisamment puissants pour attaquer directement des distributeurs hydrauliques à entrée électrique, appelés électro-distributeurs<sup>199</sup>, chargés d'orienter la pression hydraulique vers les entrées appropriées des différents vérins de manœuvre et de déverrouillage. La commande comportait donc un double réseau de liaisons : électriques entre les contacteurs et les électro-distributeurs, hydrauliques entre les électro-distributeurs et les vérins. D'où le nom de commande électrohydraulique.

La société Messier introduisit ce type de commande en France dès 1952 pour le train d'atterrissage de l'avion Fouga CM 170 « Magister ». Elle le développa ensuite sur tous les modèles des avions militaires de Dassault jusqu'au Mirage 2000. Schématiquement et en prenant le cas, le plus courant sur ces avions, d'atterrisseurs contreventés par des vérins-contrefiches, une commande électrohydraulique de manœuvre train-trappes comprenait les éléments suivants classés par fonction (voir le schéma de la figure 7-2) :

- une manette de commande « rentée-sortie train » située dans le poste de pilotage et actionnant un contacteur double chargé de faire commuter un électro-distributeur jouant le rôle d'interface générale entre le circuit hydraulique de l'avion et la commande, dans le but d'amener, inverser ou supprimer la pression arrivant sur les électro-distributeurs associés aux atterrisseur et aux trappes ;
- des contacteurs de sécurité (3 pour interdire le relevage si les amortisseurs ne sont pas tous complètement détendus, 1 pour l'interdire si l'orientation des roues avant n'est pas au neutre) ;
- des contacteurs de détection d'état (3 montés sur les vérins-contrefiches pour détecter le verrouillage train sorti, 3 installés dans les boîtiers d'accrochage pour détecter le verrouillage train rentré, 3 commandés par l'ouverture complète d'une trappe) ;
- des électro-distributeurs chargés d'orienter la pression sur les vérins de manœuvre (1 pour les vérins d'atterrisseur, 1 pour les vérins de trappe) ;

---

<sup>199</sup> Un électro-distributeur est un organe, du type « tout ou rien », à entrée électrique et sortie hydraulique. Il est constitué de deux électro-aimants. Lorsque l'un d'eux est alimenté électriquement il provoque l'ouverture d'un petit clapet (souvent à bille), ce qui déclenche le basculement d'un second étage hydraulique (à clapets ou tiroir) afin d'orienter la pression vers l'une des deux entrées d'un organe. En permutant l'alimentant des électro-aimants, on envoie la pression vers l'autre entrée. Lorsque aucun des deux n'est alimenté les deux entrées sont mises en communication avec le réservoir du circuit.

- des verrous (3 verrous à griffes, intégrés aux vérins-contrefiches, 3 boîtiers d'accrochage d'atterrisseur, au minimum 3 boîtiers d'accrochage de trappe, parfois plus) ;
- des vérins de manœuvre (3 pour les atterrisseurs, 3 pour les trappes).

En outre des contacteurs étaient dédiés à la signalisation : 9 pour signaler les états précédemment utilisés dans la commande, 3 pour signaler le verrouillage des trappes en position fermée.

La manœuvre en séquence s'opérait selon le fonctionnement résumé dans l'encadré ci-dessous. En cas de panne du circuit hydraulique avion normalement utilisé, la sortie en secours s'effectuait en ayant recours à un deuxième circuit, ce qui assurait les mêmes performances qu'avec le premier. Il était également possible, en ultime secours, d'assurer une sortie dégradée après avoir déverrouillé les boîtiers d'accrochage, d'atterrisseurs et de portes, en utilisant une commande mécanique ou hydraulique par pompe à main. On comptait ensuite sur les effets de masse et d'inertie pour obtenir la descente des atterrisseurs et leur verrouillage train sorti.

Au-delà des avions militaires, et en quelque sorte dans leur prolongement, on retrouve des commandes électrohydrauliques pour la manœuvre train-trappes des avions d'affaires de Dassault, les Falcon 20, Falcon 50, Falcon 900, Falcon 2000, ainsi d'ailleurs que sur Concorde.

#### FONCTIONNEMENT D'UNE COMMANDE EN SÉQUENCE ÉLECTRO-HYDRAULIQUE

Train rentré verrouillé, lorsque le pilote place sa manette sur la position « sortie », la pression hydraulique arrive sur les électro-distributeurs associés aux vérins. Les contacteurs des boîtiers d'accrochage d'atterrisseur font parvenir un courant sur les électro-distributeurs associés aux trappes, ce qui a pour effet d'envoyer la pression à la fois sur les boîtiers d'accrochage de ces dernières pour les déverrouiller et sur les vérins commandant leur ouverture. Quand ce mouvement est achevé, les contacteurs d'ouverture trappe font parvenir un courant sur les électro-distributeurs associés aux atterrisseurs, ce qui provoque l'envoi de la pression à la fois sur les boîtiers d'accrochage de ces derniers pour les déverrouiller et sur les vérins commandant leur sortie. Quand les atterrisseurs atteignent leur configuration train sorti et verrouillé, les contacteurs correspondants font parvenir un courant sur les électro-distributeurs associés aux trappes pour faire commuter la pression sur leurs vérins et ainsi provoquer leur refermeture. La manœuvre de rentrée s'effectue selon un processus analogue.

#### *La commande hydromécanique des Airbus A300*

L'Airbus A300 fournit le plus bel achèvement sur un avion européen d'une commande hydromécanique de manœuvre du train et des trappes. La même commande fut reconduite sur l'A310. La figure 7-3 en donne le schéma de principe, que nous avons limité aux organes communs et à ceux relatifs à un atterrisseur

principal, le schéma étant identique pour le second.<sup>200</sup> Fonctionnellement le principe général était le même que précédemment. En particulier, chaque constituant recevait une mission tout à fait similaire dans le déroulement en séquence de la manœuvre. La grosse différence provenait du type de solution mis en œuvre pour obtenir les détections d'état nécessaires à la commande (verrouillages atterrisseurs et trappes, ouverture trappes) et leur transmission aux distributeurs hydrauliques. Il s'agissait dans ce cas de solutions purement mécaniques, sans aucun recours à l'électricité et donc sans passer par des contacteurs qui, à l'époque, n'apparaissaient pas entièrement sûrs aux yeux de certains spécialistes. En conséquence, les distributeurs hydrauliques comportaient une entrée mécanique commandée par le changement d'état adéquat au travers d'une liaison également mécanique.

Plus précisément :

- Les deux distributeurs d'atterrisseur étaient chacun commandés mécaniquement par la fin de l'ouverture de la trappe associée
- Les deux distributeurs de trappe étaient intégrés aux boîtiers d'accrochage d'atterrisseur, de façon à être chacun commutés par le verrouillage effectif train rentré de l'atterrisseur associé. Ils étaient, de plus, chacun reliés par une liaison mécanique, à biellettes et renvois d'angle, à la contrefiche secondaire de cet atterrisseur pour les faire commuter lorsque les bras de cette contrefiche atteignaient l'alignement, c'est à dire lorsque le verrouillage train sorti devenait effectif.

Le fonctionnement de la commande découle du schéma ci-dessus, en précisant que sur chaque boîtier d'accrochage, le déverrouillage du crochet pouvait s'effectuer sous l'action de l'un ou l'autre de deux petits vérins hydrauliques (alimentés par deux circuits différents) ou sous l'action d'un petit levier mécanique, selon qu'il s'agissait d'une commande normale ou secours ou ultime secours<sup>201</sup>. Ce qui est intéressant dans cette commande c'est le soin pris pour que chaque mouvement ne puisse s'effectuer que si le précédent est complètement achevé, ce qui n'est pas si facile à réaliser dans le cas d'une commande hydromécanique. C'est pourquoi, par exemple, les distributeurs de trappes ont été intégrés aux boîtiers d'accrochage d'atterrisseur, afin que ce soit bien l'évènement « accrochage effectif train rentré de l'atterrisseur » qui déclenche la refermeture de sa trappe. Cette intégration s'est naturellement faite au prix d'une certaine complexité.

Complexité accrue par la nécessité d'installer sur ces boîtiers une deuxième entrée mécanique. En effet, comme nous avons eu déjà l'occasion de le souligner, il est essentiel pour la sécurité à l'atterrissage que le train puisse sortir et se verrouiller train bas en cas d'absence de pression hydraulique par suite d'une ou plusieurs défaillances. Pour y parvenir, il est exigé sur les avions commerciaux qu'un dispositif secours puisse permettre le déverrouillage des boîtiers d'accrochage de trappes et d'atterrisseurs, et qu'une fois cette opération réalisée, le train puisse sortir et se verrouiller par le seul effet de la gravité.

---

<sup>200</sup> La commande de l'atterrisseur avant est de principe analogue, mais un peu différente dans sa réalisation, la contrefiche télescopique ne se prêtant pas à une détection mécanique directe du verrouillage train sorti.

<sup>201</sup> C'était la solution d'origine. Par la suite, le recours à un deuxième circuit hydraulique a été supprimé.

Sur A300 et A310, il a été choisi de répondre à la première exigence par une commande mécanique actionnée manuellement depuis le poste de pilotage<sup>202</sup> et qui attaque successivement les entrées de déverrouillage mécanique des boîtiers d'accrochage des trappes puis ceux des boîtiers d'accrochage des atterrisseurs. Sur les boîtiers principaux, le mécanisme est assez sophistiqué car, pour parer à un grippage du distributeur de trappe, il devait, dans ce cas, être capable de libérer l'embellage reliant ce distributeur à la contrefiche de l'atterrisseur. Parallèlement cette commande agit sur des robinets, dits robinets de mise à l'air libre, dont la fonction est de mettre chaque chambre des vérins de trappes et d'atterrisseurs en communication directe avec l'extérieur afin de couvrir une obstruction qui pourrait intervenir au niveau d'un organe quelconque du circuit hydraulique concerné. En fait sur ces deux avions, pour éviter qu'une quantité importante de fluide hydraulique soit déversée à l'extérieur, ces robinets envoient directement ce fluide dans des réservoirs spéciaux.

La seconde exigence, c'est à dire la sortie du train par gravité, trouve sa réponse au niveau de la conception géométrique non seulement des atterrisseurs mais aussi de l'avion. Il est en effet requis que la sortie et le verrouillage train bas puisse s'effectuer uniquement par l'action statique du poids (essentiellement les parties basses de la jambe, les roues, pneumatiques et freins) sans prendre en compte l'action favorable des forces verticales d'inertie<sup>203</sup>. Il faut en particulier que les efforts aérodynamiques soient moteurs et non freineurs. Ainsi sur les A300 et A310, comme d'ailleurs sur tous les avions Airbus, l'atterrisseur avant se relève longitudinalement vers l'avant<sup>204</sup>, c'est à dire contre le vent aérodynamique qui, par contre, est moteur à la sortie. Quant aux atterrisseurs principaux de voilure, ils bénéficient à la sortie d'un effort aérodynamique moteur généré par la trappe, dite trappe pantalon, fixée sur leur jambe.

La commande hydromécanique des A300 et A310 a su parfaitement répondre, à l'époque, aux souhaits des compagnies aériennes clientes, ainsi qu'aux impératifs de performances et de sécurité. Toutefois elle y est parvenue au travers d'une certaine complexité mécanique dont les boîtiers d'accrochage des atterrisseurs sont la meilleure illustration : voir la vue en coupe d'un de ces boîtiers sur la figure 7-4 et la photo de la fig. 7-5. De ce point de vue on peut dire que la commande des A300 et A310 a montré les limites de ce type de solution.

Si au niveau de la commande elle-même les liaisons étaient mécaniques et hydrauliques, la signalisation était réalisée à partir de détecteurs d'état dont les signaux étaient transmis par câbles électriques. Ces détecteurs se répartissaient entre les contrefiches (verrouillage train sorti), les boîtiers d'accrochage atterrisseur (verrouillage train rentré), les boîtiers d'accrochage trappe (fermeture et verrouillage des trappes), les charnières de trappes (ouverture des trappes). Ils étaient doublés à chaque poste. Comme nous l'avons vu, sur l'A300, Aérospatiale et Messier firent le choix de remplacer les contacteurs électromécaniques classiques par des détecteurs de proximité, pour des raisons de fiabilité. Il a donc été nécessaire, comme nous

---

<sup>202</sup>Ce type de commande mécanique secours a été reconduit sur A320, A330 et A340. Toutefois sur A330 et A340, pour soulager l'équipage, un treuil électrique d'assistance a été installé.

<sup>203</sup> C'est à dire que si, pour une raison quelconque, un atterrisseur s'arrête en cours de sortie il doit pouvoir reprendre son mouvement et se verrouiller train sorti.

<sup>204</sup> Ce sera aussi, ultérieurement, le cas de l'atterrisseur central de fuselage de l'A340.

l'avons expliqué plus haut, d'y ajouter l'unité électronique associée. A côté de toutes les précautions précédentes prises au niveau de la commande, il faut souligner ici celles prises au niveau de la signalisation. Le meilleur exemple est relatif à la signalisation de verrouillage train sorti. Pour l'atterrisseur principal rappelons que le verrouillage est considéré comme étant effectif lorsque les deux bras de la contrefiche secondaire ont légèrement dépassé l'alignement. Cet état géométrique est non seulement détecté par deux détecteurs de proximité, comme nous venons de le voir, mais aussi par un témoin mécanique sortant de l'intrados de la voilure et visible depuis un hublot passager. Ce témoin est lié à la contrefiche secondaire par une liaison mécanique à biellettes et renvois d'angle. Le témoin sort de la voilure lorsque l'atterrisseur principal est sorti et verrouillé. Il y a bien sûr un témoin pour l'atterrisseur droit et un pour l'atterrisseur gauche. Ainsi, quelques rares passagers, assis près de ce hublot, ont-ils pu être étonnés de voir un membre de l'équipage s'excuser de les gêner pour pouvoir aller regarder le témoin. Sur l'atterrisseur avant, la vérification du verrouillage effectif est assurée par deux contacteurs électromécaniques plus un témoin optique, les trois étant montés sur la contrefiche télescopique au niveau de son verrou à griffes. Le témoin optique consiste en un volet qui apparaît derrière une vitre d'un voyant lorsque la contrefiche est verrouillée tige sortie. Ce voyant est visible, pour un membre de l'équipage, depuis un couloir d'accès qui côtoie la soute avant. Ces exemples sont particulièrement révélateurs du degré relatif de confiance qu'inspirait à l'époque toute solution purement électrique.

Il est à noter, qu'au même moment le Mercure était doté d'une commande similaire de manœuvre train-trappes, pour ces trois atterrisseurs, et que ces derniers étaient chacun pourvus d'un témoin mécanique de verrouillage train sorti.

#### *Les systèmes de manœuvre train-trappes de l'A320 et du Rafale*

Les programmes A320 et Rafale ont été l'occasion d'un nouveau pas dans l'évolution technologique des commandes de manœuvre train-trappes, l'un dans le domaine civil, l'autre dans le domaine militaire.

Pour l'A320, la notoriété acquise par Airbus Industrie grâce au succès des A300 et A310 lui permit de convaincre ses clients des avantages de la solution électrohydraulique par rapport à la solution hydromécanique : plus simple, plus légère, plus propice à des améliorations et extensions fonctionnelles. Quant à la fiabilité, elle était pour le moins aussi bonne, d'abord en raison des progrès accomplis par les capteurs, en particulier les détecteurs de proximité, et par l'électronique. Mais, de plus, il n'y avait plus de risque de grippage de mécanismes ou d'embiellages. En conséquence la commande normale en séquence fut conçue sur le modèle qui avait été retenu de longue date sur les avions militaires français, c'est à dire en utilisant les signaux délivrés par des détecteurs d'état pour faire commuter des électro-distributeur en séquence. Par contre pour la sortie en secours, une commande mécanique subsista pour le déverrouillage des boîtiers d'accrochage d'atterrisseur et de trappe, ainsi que pour l'ouverture des robinets de mise à l'air libre des chambres de vérins. Après quoi les trappes s'ouvraient et les atterrisseurs sortaient et se verrouillaient sous la seule action de la gravité, comme sur les A300 et A310. De ce point de vue on peut donc dire que l'A320 représente une solution mixte des précédentes. En particulier les boîtiers d'accrochage conservent, à côté d'une entrée hydraulique, une entrée mécanique pour leur

déverrouillage (voir figure 7-2). Cependant les boîtiers principaux n'ont plus de distributeur hydraulique intégré, ce qui les rend bien plus simples que ceux des Airbus A300 et A310.

En outre l'A320 marqua le passage des commandes de manœuvre train-trappes aux systèmes de manœuvre train-trappes. En effet à côté des éléments constitutifs que nous avons décrits dans les paragraphes précédents, une unité centrale électronique s'est introduite et développée. Dédicée à l'origine, c'est à dire sur les A300 et A310, à l'alimentation électrique et à la surveillance des détecteurs de proximité, avec les redondances convenables, son rôle s'est étendu sur l'A320, d'une part à l'amplification des signaux destinés aux électro-distributeurs, d'autre part à la gestion des signaux délivrés par ces détecteurs pour fournir à l'équipage une information continue sur la situation de chacun des atterrisseurs et de chacune des trappes, ainsi qu'à la vérification permanente de la cohérence des indications élaborées.

- Pour les trappes les situations affichées sont : fermées accrochées, en cours d'ouverture, complètement ouverte, en cours de fermeture.
- Pour les atterrisseurs ce sont : verrouillés train sorti, en cours de rentrée, accrochés train rentré, en cours de sortie.

A ce niveau de sophistication et d'utilisation d'éléments multiples et de technologie variée (mécanique, hydraulique, électrique, électronique) réunis pour coopérer à la réalisation de plusieurs fonctions (mise en mouvement séquentiel de cinématiques, verrouillages, déverrouillage, information sur la situation fonctionnelle des éléments, dispositions pour assurer une fiabilité et une sécurité très élevées), mais concourant toutes au même but, il s'agit réellement d'un système. Il se retrouve sur les programmes A330 et A340.

Dans la continuité des avions militaires français, c'est la solution électrohydraulique qui a été appliquée sur le Rafale, mais comme pour l'A320 la commande a évolué en système, notamment par la mise en œuvre d'une gestion électronique des séquences et de la signalisation. De plus sur cet avion, une même unité électronique, dédiée au train, intègre les fonctions nécessaires au système de freinage, au système d'orientation des roues avant et au système de manœuvre train-trappes, illustrant ainsi leur complémentarité, au-delà de leurs spécificités.

## LES ACTIONS DE PREPARATION AUX PROGRES

Les industriels surent préparer les évolutions technologiques en menant, en amont des programmes, des actions d'évaluation, de recherche et mise au point portant sur les commandes de manœuvre train-trappes et leurs constituants. Elles s'effectuèrent d'ailleurs principalement dans le cadre de la solution électrohydraulique, car elle apparaissait déjà, à juste titre plus propice aux innovations. Pour une partie des travaux correspondants, les industriels bénéficièrent d'une aide de l'Etat, sous forme de marchés d'études et d'essais.

Ainsi, pour se préparer aux besoins de l'aviation civile, la société Messier entreprit d'évaluer la tenue en fatigue de ses boîtiers d'accrochage et la fiabilité de ses électro-distributeurs, dans le cadre d'un marché du STAé/Ab de juin 1968. Les



renseignements tirés de ces évaluations permirent d'apporter des améliorations à ces matériels. Par ailleurs, si les détecteurs de proximité permettaient de détecter directement le mouvement des pièces mécaniques, il n'en était pas de même dans le cas des pistons de vérins hydrauliques baignant dans un liquide sous haute pression. A l'époque, il fallait transmettre leur mouvement par l'intermédiaire de mécanismes spéciaux et étanches, à adapter sur les vérins. Leur étude, menée par Messier, fit l'un des objets d'un marché STAé/Ab de juin 1972.

Ultérieurement, c'est à dire après la fusion des bureaux d'études des deux sociétés d'origine, la nouvelle entité Messier-Hispano, développa son action de préparation du futur. Parmi les sujets traités, trois méritent d'être cités : la nouvelle gamme de boîtiers d'accrochage, les blocs hydrauliques intégrés, l'optimisation des électro-distributeur.

Commençons par les boîtiers d'accrochage. Dans ce domaine, Messier-Hispano, forte de l'expérience accumulée pendant plus de trente années de réalisation pour plusieurs dizaines d'avions français et étrangers, avait conçu et construit toute une collection de boîtiers répondant bien au besoin des avions pour lesquels ils avaient été prévus. Cependant, au-delà de concepts de base communs, ils présentaient une assez grande diversité dans leur réalisation. Il était donc naturel de chercher à introduire, tout au moins dans le cadre des solutions électrohydrauliques, un certain degré de standardisation en créant une famille de boîtiers construits sur le même modèle et dont les membres, de taille et de capacité d'effort différentes, couvriraient une large plage d'application. Dans ce but une étude fut menée et quelques spécimens de boîtiers furent fabriqués par Messier-Hispano, soutenu par l'attribution d'un marché STPA/CIN de décembre 1984. Le mérite de ces travaux fut en fait de créer des modèles types qui, à défaut d'utilisation directe, servirent de base technologique pour la réalisation de boîtiers répondant rigoureusement aux spécifications de chaque avion, comportant toujours quelques particularités. Ils trouvèrent ainsi leur application sur les A320 (boîtier avant), A330/A340 (ensemble des boîtiers) et Rafale (ensemble des boîtiers également).

Ensuite les blocs intégrés se donnaient pour objectif de remédier à la dispersion de la localisation dans l'avion des nombreux constituants hydrauliques d'un système de manœuvre train-trappes. L'idée était donc de rassembler certains d'entre eux, en particulier les électro-distributeur, en les montant sur un même bloc métallique se prêtant mieux à l'installation sur avion et devant faciliter la maintenance. Des études furent conduites par Messier-Hispano à titre de démonstration<sup>205</sup>, mais c'est la société SAMM<sup>206</sup> qui reçut la responsabilité des premiers blocs intégrés pour l'hélicoptère AS332 Super-Puma et pour le Rafale.

Enfin des études d'optimisation furent entreprises sur les électro-distributeur eux-mêmes dans le but de les simplifier, de les alléger et d'accroître leur fiabilité.

## LES ESSAIS

Les essais individuels en laboratoire, c'est à dire les essais relatifs aux constituants des systèmes de manœuvre train-trappes, sont effectués chez leurs constructeurs. Comme pour la plupart des matériels avionnés, leur conduite répond à

---

<sup>205</sup> Egalement en vue de l'avion ACX qui ne connut pas de développement.

<sup>206</sup> SAMM : Société d'Application des Machines Motrices.

un triple objectif de recherche, mise au point, certification individuelle. Nous ne nous y arrêterons donc pas, sauf pour ceux qui sont spécifiques et qui concernent les boîtiers d'accrochage. En effet ces matériels doivent être essayés sur des bâtis spéciaux reproduisant les efforts agissant sur le crochet. Le déverrouillage sous ces efforts doit être vérifié pour tous les cas de facteur de charge de l'avion, et ceci dans toutes les conditions climatiques ambiantes spécifiées. Avec l'arrivée des programmes civils ce dernier point a revêtu toute son importance. En particulier il a fallu démontrer que si le boîtier venait à être pris dans la glace, au niveau du crochet et des entrées mécaniques, le déverrouillage en fonctionnement normal comme en fonctionnement secours devait toujours être possible. D'ailleurs pour satisfaire plus sûrement cette exigence, des modifications furent apportées sur certaines pièces pour y introduire des effets de brise-glace, par exemple des stries sur le crochet.

Quant aux essais d'ensemble des systèmes de manœuvre train-trappes, que ce soit les essais de ces systèmes sur le banc avion chez l'avionneur (iron-bird) ou sur l'avion lui-même, ils impliquent non seulement les constituants précédents mais également les atterrisseurs complètement équipés. C'est pourquoi ils ont été traités au chapitre dédié aux atterrisseurs.

## LA PLACE DE L'INDUSTRIE FRANCAISE

La manœuvre en séquence des trains et des trappes étant intimement liée aux atterrisseurs, il était naturel que les industriels spécialisés dans la réalisation de ces derniers aient joué un rôle important dans la conception et l'évolution technologique des commandes dédiées et de leurs constituants. Ce fut particulièrement le cas de la société Messier et de son chef du département d'études hydrauliques, Alban Mesthé qui fit autorité dans ce domaine, depuis le début des années 1950 jusqu'à la fin des années 1970. On lui doit tout particulièrement le développement de la solution électrohydraulique, mais il contribua aussi fortement à la conception de la solution hydromécanique de l'A300.

Ainsi pendant des décennies Messier fut chargée par Dassault de définir la constitution et le fonctionnement des commandes train-trappes de ses avions, et d'en fournir pratiquement tous les constituants. Cette situation perdura jusqu'au Mirage F1 inclus. De même dans le domaine civil, Messier fournit la très grosse majorité des constituants de la commande hydromécanique des A300 et A310, à l'exception de la manette et des voyants du poste de pilotage, ainsi que des détecteurs de proximité et du boîtier électronique associé.

L'internationalisation des programmes d'une part, l'évolution technologique vers les systèmes d'autre part, provoquèrent un virage chez les avionneurs. Ils s'attribuèrent la responsabilité de conception du système de manœuvre train-trappes et pour la fourniture des constituants, ils mirent les sociétés spécialisées en concurrence internationale. Bien que leur champ d'activité s'en soit trouvé naturellement réduit, les industriels français continuèrent à tirer leur épingle du jeu. Par exemple, Messier-Hispano devenu Messier-Bugatti est resté un grand spécialiste des boîtiers d'accrochage, équipant maints avions, tels ceux d'Airbus et de Dassault. De plus, mettant à profit son expertise acquise dans le développement des calculateurs de freinage, cette société a conçu et pris la responsabilité pour le Rafale

de l'unité, évoquée ci-dessus, qui regroupe les fonctions électroniques de freinage, d'orientation de roues avant et de manœuvre train-trappes. De son côté, la société SAMM a réalisé certains blocs hydrauliques intégrés, comme nous venons de le voir.

En conclusion, après un demi-siècle de participation active et d'apports indéniables au domaine des commandes et systèmes de manœuvre train-trappes, les atouts de l'industrie française dans cette spécialité demeurent importants voire recherchés, comme le démontre sa participation aux programmes les plus récents.

## ANNEXE 7

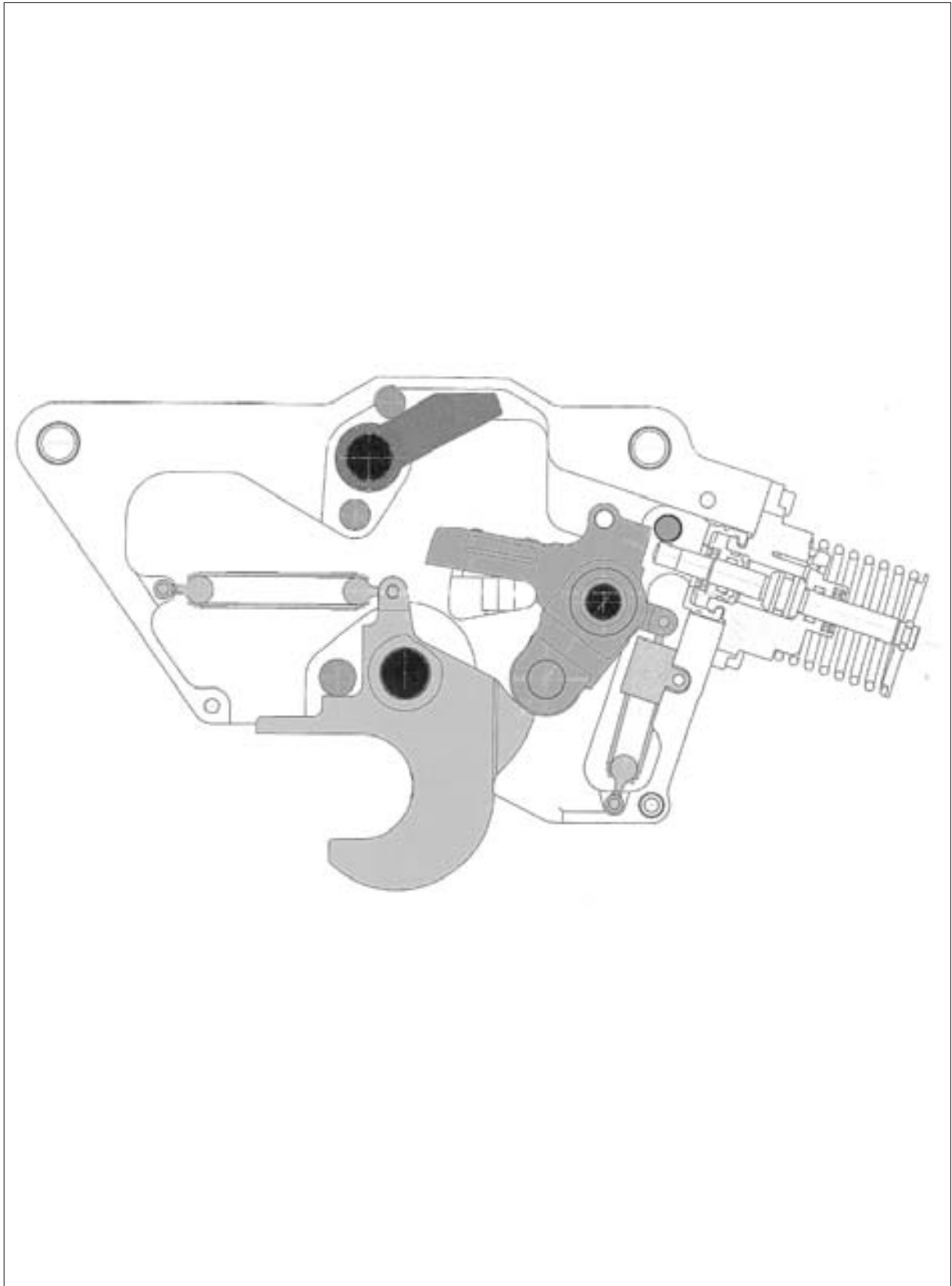
### ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 7

#### LISTE DES FIGURES

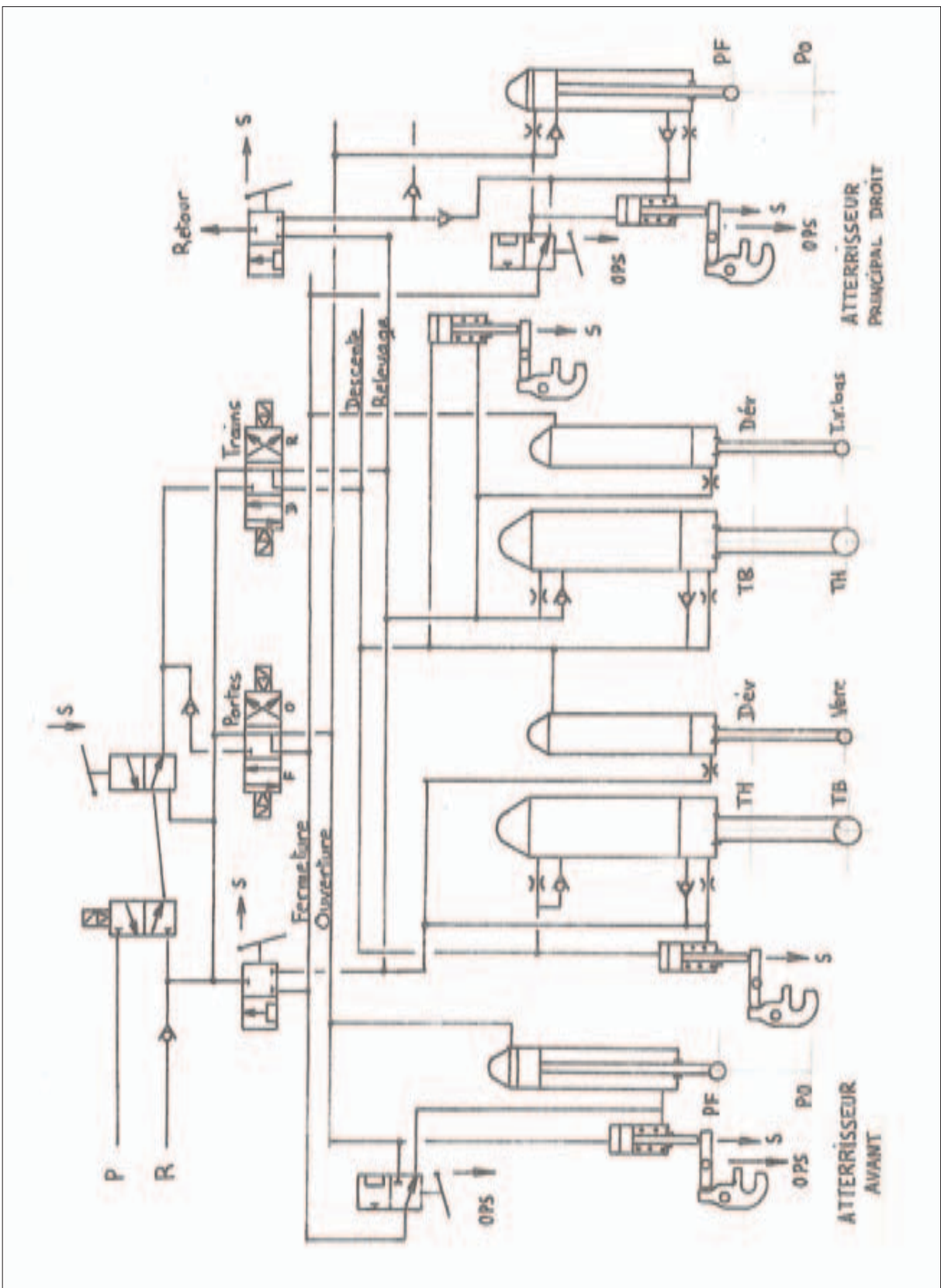
*Toutes ces figures sont de source Messier-Bugatti*

- 7-1 Vue en coupe d'un boîtier d'accrochage pour séquence électrohydraulique
- 7-2 Schéma de principe d'une commande en séquence électrohydraulique
- 7-3 Schéma de principe d'une commande en séquence hydromécanique
- 7-4 Vue en coupe d'un boîtier d'accrochage pour séquence hydromécanique
- 7-5 Photo du boîtier d'accrochage de l'A300 avant.

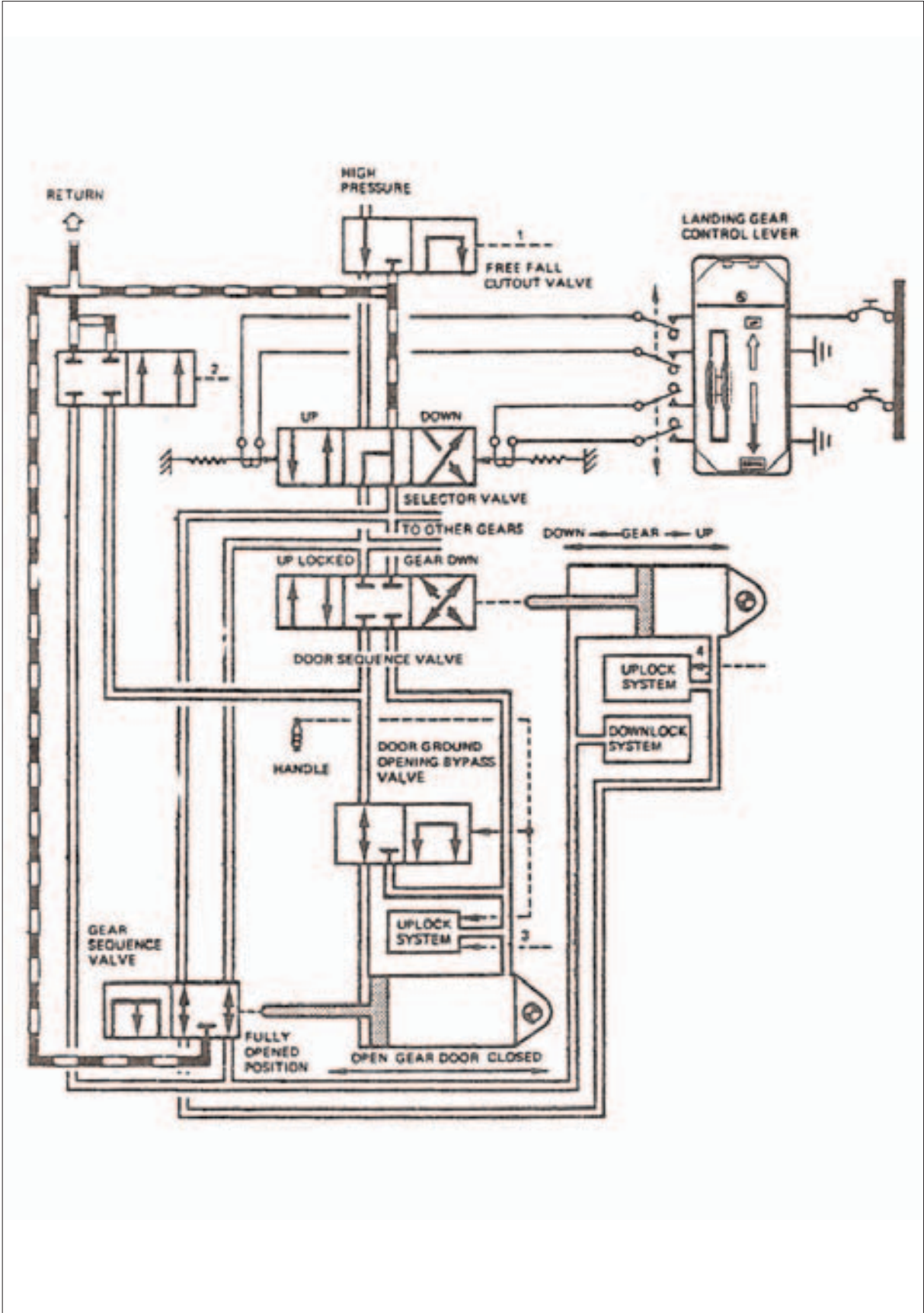
*Les photographies et images de source Messier-Bugatti reproduites dans cet ouvrage sont la propriété exclusive de cette société et ont été publiées avec son accord. Leur utilisation et leur reproduction sont interdites sauf l'autorisation préalable et écrite de Messier-Bugatti.*



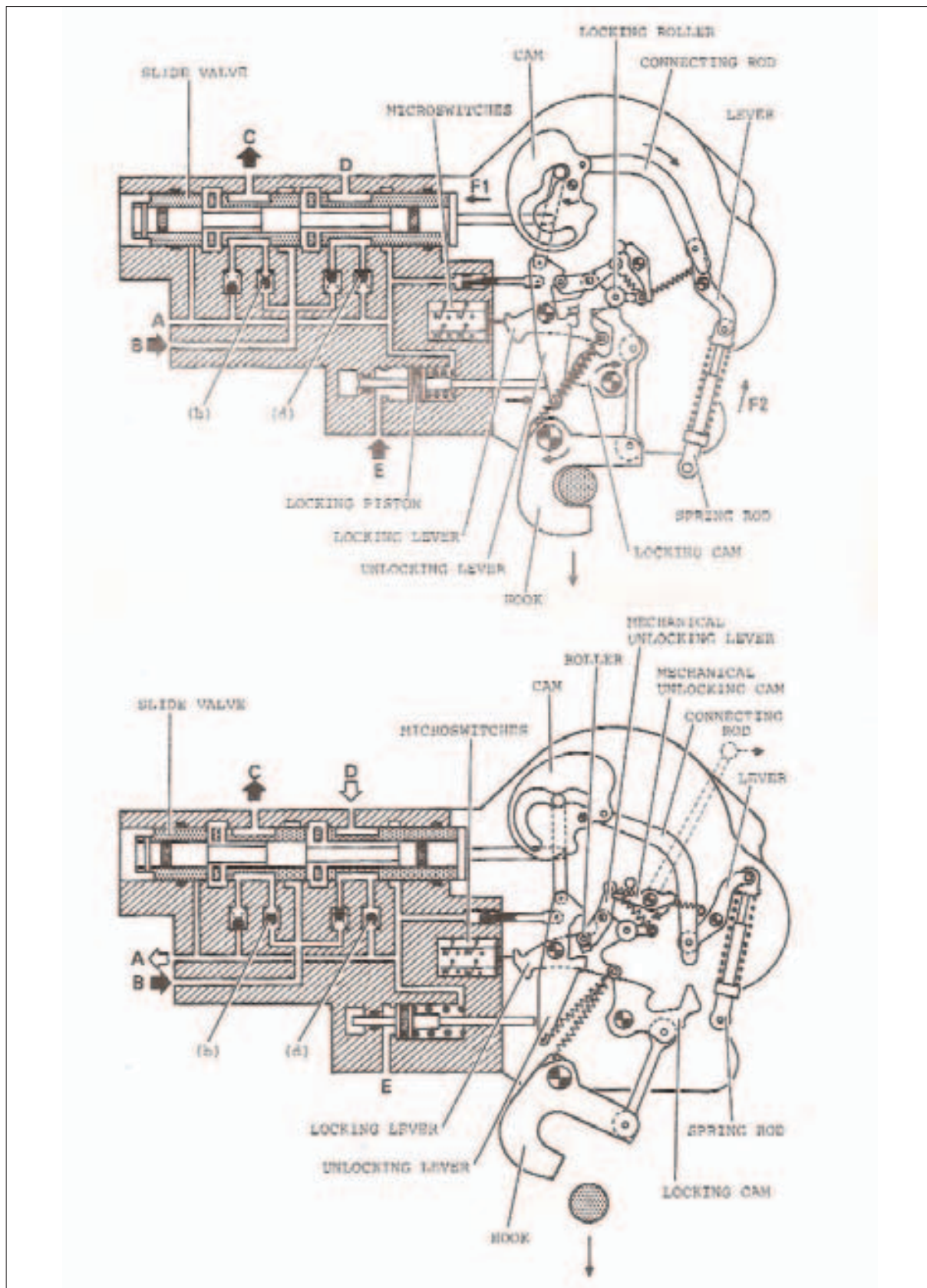
7-1 Vue en coupe d'un boîtier d'accrochage pour séquence électrohydraulique (source Messier-Bugatti)



7-2 Schéma de principe d'une commande en séquence électrohydraulique (source Messier-Bugatti)

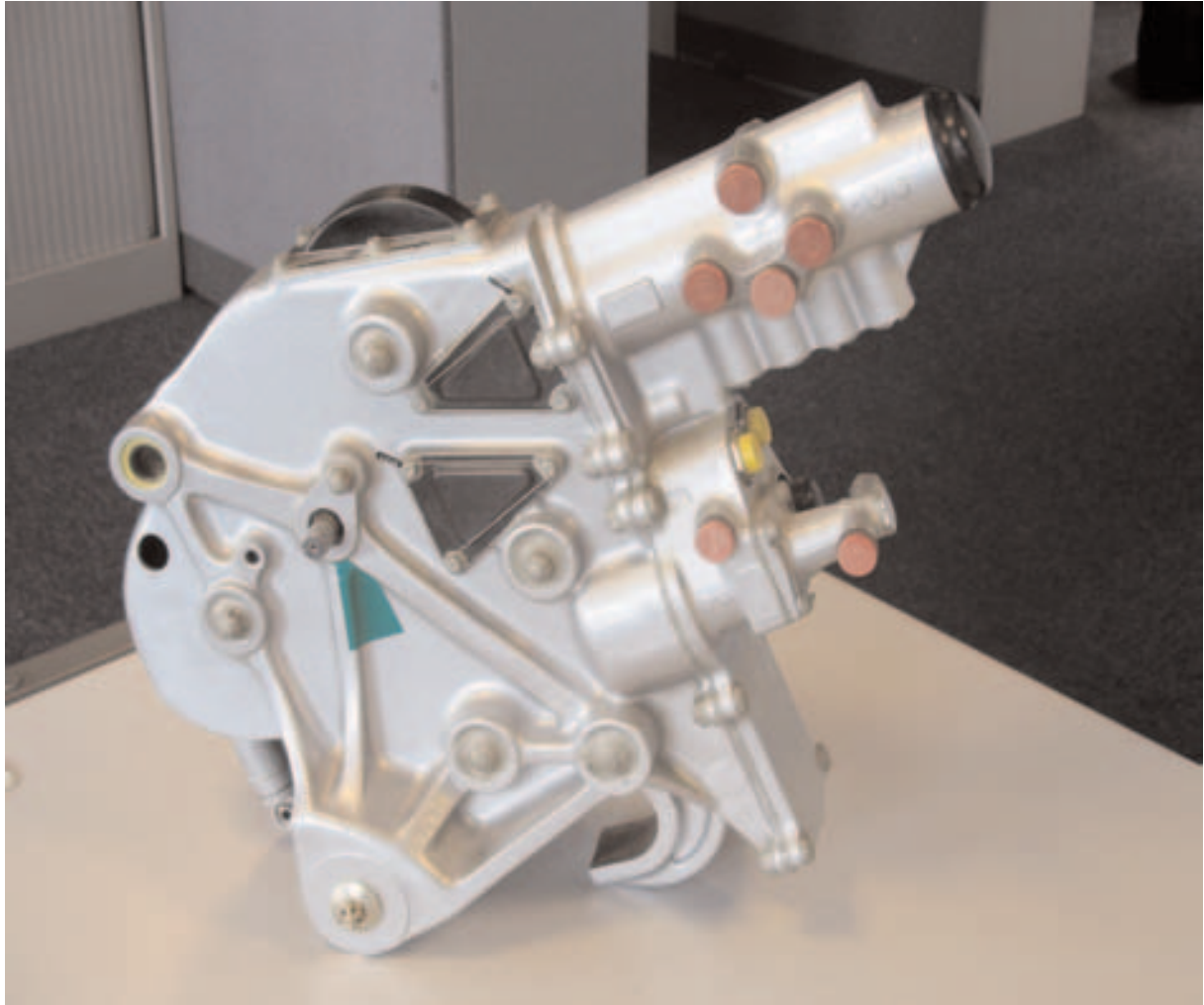


7-3 Schéma de principe d'une commande en séquence hydromécanique (source Messier-Bugatti)



7-4 Vue en coupe d'un boîtier d'accrochage pour séquence hydromécanique (source Messier-Bugatti)





7-5 Photo du boîtier d'accrochage de l'A300 avant (source Messier-Bugatti)



## CHAPITRE 8

### LA GÉNÉRATION DE LA PUISSANCE HYDRAULIQUE

Dans les chapitres précédents nous avons vu que, pour assurer le freinage, l'orientation des roues, la manœuvre de relevage des atterrisseurs, il était fait appel à la puissance hydraulique, c'est à dire à une puissance fournie sous la forme d'un débit de fluide sous pression. Les équipements et systèmes associés aux trains d'atterrissage ne sont pas les seuls à utiliser cette puissance, puisque c'est également le cas des commandes de vol, dans leur quasi-totalité, ou encore de certaines servitudes, comme par exemple la commande des rampes de chargement des avions cargo militaires. La fourniture de la puissance hydraulique à bord des avions est donc un problème général qui déborde des sujets propres aux trains d'atterrissage. Néanmoins nous y consacrons la dernière partie de ce fascicule, non seulement parce que le train et ses systèmes en sont un des principaux consommateurs, sinon le plus gros, mais aussi parce que, historiquement en France, les industriels du train d'atterrissage ont activement participé au développement des matériels nécessaires.

Comme pour l'orientation de roues et la manœuvre train-trappes, ces pages ont été établies sur la base de l'expérience personnelle du coordinateur et de la contribution de Bernard Bouchez.

#### CONSIDERATIONS GENERALES

Jusqu'au début des années 1930, les avions ne nécessitaient pas d'avoir à leur bord des dispositifs pour amplifier l'énergie musculaire développée par les pilotes. En effet il était encore possible à ces derniers de manœuvrer directement les gouvernes, liées mécaniquement au manche et au palonnier. Par ailleurs les trains d'atterrissage étaient fixes et comportaient tout au plus des freins contrôlés, dans certains cas, au travers d'une transmission hydraulique volumétrique, permettant certes d'amplifier les efforts mais pas l'énergie. Même les premiers trains rétractables étaient manœuvrés par la force musculaire du pilote, comme nous l'avons vu précédemment. Cette situation fut remise en cause par l'avènement de la propulsion par réaction. En effet le bond de vitesse en résultant porta les efforts et les énergies nécessaires aux manœuvres des gouvernes et des trains à des valeurs rendant indispensables d'assister l'équipage au moyen d'un apport d'énergie. En particulier des servocommandes durent être interposées entre organes de commande situées au poste de pilotage et gouvernes. Nous entamons alors les années 1950.

Pour les raisons que nous avons exposées au chapitre consacré à la manœuvre des atterrisseurs, mais qui sont également valables pour les servocommandes, ce furent essentiellement les actionneurs hydromécaniques qui s'imposèrent pour l'assistance aux manœuvres ci-dessus. En conséquence l'apport d'énergie se fit sous forme hydraulique. Toutefois, l'énergie ne pouvant être prélevée que sur

l'ensemble propulsif de l'avion<sup>207</sup>, il fallait trouver un intermédiaire pour effectuer ce prélèvement, le transformer sous forme hydraulique et le transporter au niveau des actionneurs en fonction de leurs besoins. Ce fut la mission assignée aux circuits de génération de puissance hydraulique, organisés autour de pompes montées la plupart du temps sur les moteurs. Il s'agissait donc d'une solution centralisée, la liaison avec les actionneurs des différents systèmes se faisant par des canalisations hydrauliques. Ce concept fut d'utilisation générale dans la période intéressée.

Au fil du temps, le rôle de la génération hydraulique devint de plus en plus crucial. En effet la liste des consommateurs de puissance hydraulique s'allongea, d'abord avec la sophistication des commandes de vol, mais aussi avec celle des systèmes associés aux trains, puis avec les besoins créés par des commandes ou servitudes nouvelles<sup>208</sup>. Non seulement les puissances demandées augmentèrent significativement, mais la conception des circuits de génération et de leurs composants dut évoluer dans le sens d'une fiabilité et d'une sécurité de plus en plus élevées, notamment au travers de la mise en œuvre de redondances

Parmi tous les consommateurs un seul, les servocommandes de pilotage, fonctionnent en permanence pendant toute la durée du vol<sup>209</sup>, mais avec des besoins très variables en puissance hydraulique dans les différentes phases du vol. Tous les autres consommateurs ne fonctionnent que sur des temps beaucoup plus courts. Ce qui n'empêche pas certains d'être de gros consommateurs de puissance hydraulique, mais brièvement. C'est le cas de la manœuvre des atterrisseurs. Nous aurons l'occasion de revenir sur ce point car il est un de ceux qui caractérisent la génération hydraulique de bord.

Au sein des circuits de génération ce sont les pompes qui jouent le rôle principal. En fait elles constituent le cœur de la génération puisque ce sont elles qui fournissent la puissance hydraulique, à partir de la puissance d'entraînement mécanique qu'elles reçoivent. C'est pourquoi nous allons nous y attarder maintenant.

## LES POMPES HYDRAULIQUES A USAGE AERONAUTIQUE

### *Le caractère spécifique de ces pompes*

Les pompes hydrauliques sont bien connues et couramment utilisées dans différentes branches de l'industrie. Les concepts fondamentaux avaient été développés avant l'orée du 20<sup>ème</sup> siècle. Les premières pompes montées à bord des avions dans les années 1930 reprenaient ces concepts sous leur aspect le plus simple, la pompe à débit constant, car à cette époque les puissances demandées étaient faibles.

---

<sup>207</sup> Si l'on excepte le cas d'utilisation, en ultime secours sur certains avions, du vent aérodynamique pour faire tourner un moulinet entraînant une petite pompe hydraulique. Escamoté dans les conditions normales, ce moulinet n'est sorti qu'en cas de nécessité.

<sup>208</sup> En plus de celles que nous avons déjà citées, s'ajoute la commande des inverseurs de poussée, pour les avions qui en sont équipés.

<sup>209</sup> Les servocommandes de vol fonctionnent d'ailleurs également au sol, tant que la vitesse demeure suffisamment élevée.

Cependant, au fur et à mesure que ces puissances augmentaient, plusieurs facteurs ont conduit à s'orienter vers la réalisation de pompes de plus en plus spécifiques à l'usage aéronautique. Le premier facteur, bien entendu, fut l'exigence d'une réduction très significative de la masse par rapport aux produits industriels. Pour y parvenir la voie la plus efficace a consisté à augmenter la pression de refoulement et, plus spécifiquement, la vitesse de rotation. En fait cette dernière ne cessa de croître au fil des années, pour atteindre les limites acceptables pour un bon fonctionnement. Le second facteur résulta de la nécessité de répondre très rapidement aux changements brutaux de besoin en puissance hydraulique intervenant au cours d'un vol. Cette caractéristique a joué un rôle majeur dans la conception de ces pompes, conduisant même à un certain niveau de sophistication. Enfin étant donné l'importance cruciale pour la sécurité de l'avion des systèmes qu'elles alimentent, elles doivent démontrer une grande sûreté de fonctionnement et une grande fiabilité.

### *Les étapes de l'évolution technologique, en France*

Sur la période allant de 1945 à 1995 nous avons distingué quatre étapes successives marquant l'évolution technologique, en France, des pompes hydrauliques à usage aéronautique.

Les premières pompes utilisées sur les avions étaient à débit constant, ou plus précisément à cylindrée constante (cette caractéristique correspondant au volume de fluide délivré par tour). Elles étaient de différents types : à engrenages, à palettes ou à pistons. Pour s'adapter aux variations de la puissance demandée par les consommateurs deux solutions étaient mises en œuvre :

- soit obturation partielle de l'orifice d'admission.
- soit dérivation vers le réservoir de la partie excédentaire du débit, cette dérivation se faisant automatiquement par l'action de la pression sur un dispositif approprié (clapet ou tiroir commandé).

Ces solutions n'étaient pas sans inconvénients, la première créant de fortes pulsations de pression par suite du remplissage incomplet de la pompe à l'aspiration, la seconde pouvant conduire à un échauffement important du fluide dans les phases prolongées de faible consommation.

L'étape qui vint ensuite fut marquée par l'apparition d'un nouveau concept : les pompes autorégulatrices. En effet la nécessité d'éviter les inconvénients précédents conduisit à s'orienter vers des pompes délivrant une puissance hydraulique adaptable en fonction des besoins. Le paramètre d'ajustement est le débit, ou plus

#### LES PRINCIPAUX TYPES DE POMPES

Les pompes à engrenages comprennent deux roues dentées identiques, l'une menante, l'autre menée. La variation de volume se produisant entre les dents engrénantes est utilisée pour aspirer puis refouler le fluide hydraulique.

Dans les pompes à palettes, des pièces plates, les palettes, coulisent dans un moyeu tournant. Leurs extrémités externes appuient sur une couronne excentrée pour provoquer les variations de volume adéquates.

Les pompes à pistons se subdivisent en deux types. Dans les pompes à pistons axiaux, ces derniers coulisent parallèlement à l'axe de la pompe, dans les alésages d'un barillet. Dans les pompes à pistons radiaux, ces derniers coulisent radialement, dans des alésages du corps de pompe disposés en étoile.

exactement la cylindrée, tandis la pression reste très sensiblement constante. C'est pourquoi on les appelle aussi pompes à débit variable. Parmi les solutions de base possibles pour mettre en œuvre ce nouveau concept, les pompes à pistons axiaux furent privilégiées. Outre le fait qu'elles sont capables de fournir une pression de refoulement élevée, la raison est que ces pompes se prêtent bien à la variation de leur cylindrée par action sur la course de leurs pistons. En effet le mouvement des pistons y est commandé par un plateau incliné. En faisant varier son angle d'inclinaison on fait varier la course. L'encadré ci-dessous résume le principe de l'autorégulation en débit. En France, pour l'usage aéronautique, la première pompe autorégulatrice à pistons axiaux fut réalisée par Messier et construite en série pour équiper les avions Mirage III et Transall C 160. Elle était capable de délivrer un débit de 42 l/mn sous une pression de 210 bars. Sa vitesse de rotation était de 3 750 tours/minute. La figure 8-1 en représente la vue en coupe. On y distingue bien l'entrée mécanique constituée par l'arbre d'entraînement, le barillet tournant où coulisent les pistons, le plateau inclinable qui pousse et tire sur les pistons par l'intermédiaire de patins rotulant sur leur extrémité sphérique, enfin la sortie hydraulique obtenue au travers d'un distributeur plan, dit glace de distribution, où s'appuie le barillet. Cette pompe française démontra un niveau de performances comparable à celles de ses concurrentes étrangères de l'époque, dont certaines avaient été néanmoins préférées pour équiper d'autres avions français.

#### L'AUTORÉGULATION EN DÉBIT

Sur les pompes autorégulatrices à pistons axiaux sont intégrés un petit vérin hydraulique et son tiroir de distribution. Ce tiroir est en équilibre entre un ressort taré agissant à l'une de ses extrémités et la pression de refoulement agissant sur l'autre. Lorsque le débit délivré par la pompe devient excédentaire par rapport aux besoins la pression a tendance à augmenter, jusqu'au point où elle repousse le tiroir. Ce dernier dirige alors la pression sur le vérin, qui redresse le plateau pour faire décroître le débit et l'ajuster aux besoins, jusqu'au moment où, la pression retrouvant sa valeur nominale, le tiroir se referme.

Toutefois, dans la perspective des nouveaux programmes qui s'annonçaient, les capacités de développement de ce modèle vers des débits et des vitesses de rotation plus élevés apparaissaient limitées. La raison principale provenait d'une technologie interne caractérisée par des pistons longs et donc relativement lourds, parce que constitués d'un attelage soustrayant les pistons proprement dits aux efforts transversaux dus à l'inclinaison du plateau (voir la figure 8-1). Pour pallier l'inconvénient sur la masse, tout en conservant la conception de la pompe, une tentative fut faite sur un modèle plus gros, de remplacer l'acier des pistons par du béryllium. Elle avorta devant les difficultés de réalisation et les problèmes d'hygiène qu'elle soulevait. La société

Messier comprit alors que la seule solution était de changer la technologie interne de ses pompes. Elle décida donc de se lancer, au milieu des années 1960, dans l'étude et la réalisation d'une pompe de principe interne différent.

On aborda ainsi la troisième étape de l'évolution technologique. L'entreprise était audacieuse. D'abord sur le plan technique, car il fallait se mettre au niveau des meilleures réalisations nord-américaines<sup>210</sup>, plus propices à des développements ultérieurs, et qui d'ailleurs jouissaient déjà d'un effet de gamme. Ensuite sur le plan

<sup>210</sup> Tout particulièrement celles des sociétés Abex, Vickers, et, pour un temps, Kellogg.

industriel, car mis à part les avions militaires français, les débouchés paraissaient étroits. En fait la décision reposa sur la volonté de René Lucien, le Président de Messier, qui tenait absolument à pérenniser la compétence et la présence de sa société dans le domaine des pompes autorégulatrices aéronautiques. Il rencontra un écho favorable auprès l'Etat qui, de son côté, souhaitait promouvoir des réalisations françaises pour l'équipement de ses avions. Dans cet esprit le STAé/Avions accorda, en 1965, un premier marché d'études et d'essais, qui représentait une participation financière, certes modeste, mais aussi l'accès aux moyens d'essais du CEAT et, pour tout dire, un encouragement appréciable<sup>211</sup>.

Les défis techniques à relever étaient centrés sur les trois paramètres fondamentaux que sont le débit maximal délivré, la pression de refoulement, la vitesse de rotation, avec en corollaire la puissance massique<sup>212</sup>. Le débit maximal parce que les programmes en projet suggéraient qu'il faudrait aller bien au-delà de 42 l/mn pour répondre à leurs besoins. La pression de refoulement parce que, dans la course à l'accroissement de la puissance hydraulique à fournir, les avionneurs souhaitaient contenir l'accroissement du débit en passant à une pression significativement plus élevée, de 210 bars à 280 bars dans un premier temps, pour obtenir des gains de masse sur les organes hydrauliques et les canalisations. La vitesse de rotation parce que c'était la solution la plus efficace pour réduire la masse des pompes. Il fallait donc concevoir une pompe qui franchisse un grand pas sur tous ces paramètres. En conséquence le thème de départ de l'étude était une pompe capable d'un débit de 90 l/mn sous 280bars et tournant à 5 920 tours/mn, au lieu des 3 750 tours/mn traditionnels à l'époque. Par rapport à la pompe des Mirage III et C 160 évoquée ci-dessus la puissance hydraulique fournie était presque triplée alors que la cylindrée par tour n'était augmentée que d'un tiers, à peine. Il fallait aussi que le nouveau concept mis en œuvre puisse être décliné sur toute une gamme s'étendant vers le haut à des cylindrées par tour et des pressions de refoulement encore plus élevées.

En restant, bien entendu, dans le domaine des pistons axiaux, et en se référant au modèle précédent, il fallait d'abord raccourcir les pistons en acceptant qu'ils reprennent eux-mêmes les efforts transversaux, ce qui imposait aussi de réduire ces derniers. La nouvelle conception, qui apparaît sur la vue en coupe de la figure 8-2, répondait à cet objectif. Reposant sur plusieurs innovations technologiques et sur une optimisation de la géométrie, elle se caractérisait une construction compacte qui, outre les pistons courts, comportait :

- un plateau inclinable situé très près du barillet, ce qui réduisait les efforts transversaux sur les pistons
- un roulement unique central de petit diamètre, placé au point d'équilibre du barillet vis à vis des efforts transversaux, le petit diamètre minimisant les pertes de puissance par échauffement dans le roulement
- un plateau inclinable rigide car pivotant sur deux paliers de grande surface placés en regard des efforts introduits par les pistons

---

<sup>211</sup> A noter que ce marché en suivait un autre attribué deux ans plus tôt à Hispano-Suiza pour l'aider à développer des pompes pour Concorde, mais qui n'aura pas de suite.

<sup>212</sup> Puissance hydraulique délivrée par unité de masse de la pompe. Elle s'exprime par exemple en kW/kg.

- une géométrie faisant concourir l'axe de pivotement du plateau et celui du barillet au point milieu du roulement central pour optimiser l'équilibre du barillet.

Cette conception fit l'objet de brevets en raison notamment de deux points originaux par rapport à l'état de l'art de l'époque :

- le roulement unique central
- les deux paliers du plateau inclinable, en forme de portions de cylindre.

Etant donné la nouveauté de cette conception, la mise au point se fit en plusieurs étapes. Il fallait d'abord valider la solution du barillet en équilibre sur un seul roulement et le laissant s'appliquer sur la glace de distribution sous la seule action de la pression hydraulique<sup>213</sup>. Le coordinateur de cet ouvrage, qui à ses débuts professionnels participa en tant qu'ingénieur d'études à ces travaux de développement, se rappelle que cette solution laissa circonspects beaucoup de responsables chez Messier ou ailleurs, tant elle leur paraissait osée. Alban Mesthé, chef du département études hydrauliques, qui fut à l'origine de ce nouveau concept de pompe, décida d'entreprendre d'abord l'évaluation sur une configuration à débit fixe, c'est à dire une configuration où un plateau fixe très rigide, calé sur le débit maximal, était substitué au plateau inclinable. Les essais, poussés jusqu'à 280 bars et 6 000 tours/mn, donnèrent des résultats tout à fait remarquables : très bon rendement, faibles pulsations de pression<sup>214</sup>, aucune trace visible d'usure ni d'érosion au démontage après endurance. Forts de cet acquis, on passa donc aux essais de la configuration autorégulatrice, donc à plateau inclinable tourillonnant sur deux roulements latéraux. Dans cette configuration l'harmonie des bons résultats avait disparu : les pulsations de pression étaient plus fortes, et surtout des usures par érosion furent constatées sur la face du barillet, au niveau des orifices situés au bout des cylindres et en regard de la glace de distribution. Il fallait se rendre à l'évidence : la présence du plateau inclinable changeait sérieusement le comportement. L'hypothèse émise alors fut que le plateau vibrait, soit par déformation mécanique, soit en raison de jeu sur ses paliers. C'est pour remédier au premier point que fut mise en place la solution des paliers en portion de cylindre, décrite plus haut. Quant au second point, il conduisit à l'adjonction d'un vérin, dit de compensation, situé à l'opposé du vérin de régulation et alimenté en permanence par la pression de refoulement pour créer un effort appliquant fermement les paliers sur leurs pistes. Ces modifications apportèrent une amélioration très sensible : les pulsations de pression retrouvèrent un niveau tout à fait acceptable (moins de 5% de la pression de refoulement), l'érosion sur les orifices du barillet fut significativement diminuée. Cependant elle ne disparut pas complètement, en raison de petites oscillations persistantes du plateau inclinable dues à son comportement dynamique<sup>215</sup> et à un couplage avec les pulsations de pression, puisque la pression de refoulement était réinjectée sur les vérins de compensation et de régulation. Une autre cause était la cavitation, surtout sensible à haute vitesse, due à un remplissage incomplet des pistons lors de l'aspiration du fluide. Pour la contrer, certaines pompes

<sup>213</sup> Ce qui présente l'avantage d'offrir une tolérance aux imperfections géométriques.

<sup>214</sup> Après tout de même des retouches sur le tracé des orifices du distributeur plan de la face arrière, pour éviter des changements brutaux de pression à l'intérieur des cylindres du barillet.

<sup>215</sup> Le temps de réponse de la commande d'inclinaison du plateau doit être très court (de l'ordre de quelques centièmes de seconde) en cas de réduction brutale du débit consommé. Cette exigence peut poser des problèmes de stabilité.



ont été équipées d'un dispositif de suralimentation (pompe de gavage ou autre moyen) placé sur leur conduit d'aspiration. Néanmoins, malgré les mesures prises, la cavitation et son corollaire, l'érosion, ont été les phénomènes déterminants pour définir le régime de rotation maximal, au de-là duquel le rendement chutait (par remplissage insuffisant) et l'endurance décroissait (par usure ou érosion).

Cette phase de mise au point permis de figer la technologie (selon la coupe de la figure 8-2) et de la décliner sur toute une gamme, désignée par le terme « nouvelle gamme », et comprenant des pompes dont la cylindrée par tour allait de 1,5 à 38,5 cm<sup>3</sup>, et qui furent toutes homologuées. Elles étaient capables d'une pression de refoulement de 280 bars et leur régime nominal de rotation allait de 3500 tours/mn pour les plus grosses cylindrées à 12 000 tours/mn pour les plus petites. Voir courbe de la figure 8-3. Leur rendement était excellent puisqu'il était de l'ordre de 95%<sup>216</sup>. Cependant la performance la plus spectaculaire par son évolution aura été la puissance massique, en raison surtout de l'accroissement des régimes de rotation et, dans une mesure moindre, des pressions de refoulement. Ainsi en passant de la pompe du Mirage III à celle du Mirage 2000, la puissance massique a été multiplié par 2,14.

Plusieurs de ces pompes, de taille adaptée aux besoins, furent fabriquées en série pour équiper les avions :

- Alphajet : 2 pompes de 23,2 l/mn sous 206 bars tournant à 6785 tours/mn
- Jaguar de l'Armée de l'Air Française : 2 pompes de 55 l/mn sous 206 bars, tournant 37500 tours/mn
- Mirage 2000 : 2 pompes de 110 l/mn sous 280 bars, tournant à 6000 tours/mn.

Par leur niveau technologique, ces pompes n'avaient rien à envier à leurs meilleures concurrentes nord-américaines. Malheureusement, la difficulté de pénétrer un marché tenu par des concurrents partis plus tôt, ne permit pas d'en proposer des versions pour avions civils, ce qui fait que les Airbus, par exemple, restèrent équipés de pompes américaines. Messier-Hispano-Bugatti, toujours soutenu par l'Etat, continua donc à concentrer son action sur le seul marché militaire français.

La quatrième étape démarra avec l'arrivée du programme Rafale. La pompe qui lui était destinée imposait de franchir un nouveau pas : la pression de refoulement passait à 350 bars, le débit maximal à 175 l/mn, soit une puissance hydraulique doublée par rapport à la pompe du Mirage 2000. Comme pour les programmes précédents il fallait 2 pompes par avion. Messier-Hispano-Bugatti entrepris de développer une pompe répondant à ces besoins, dans la technologie de sa nouvelle gamme. Pour des raisons de masse, le régime de rotation était de 4500 tours/mn ce qui, ajouté aux performances demandées ci-dessus, relevait la barre des obstacles à franchir. En effet il s'agissait cette fois d'une très grosse pompe, d'où un diamètre de répartition des pistons dans le barillet sensiblement accru en comparaison des réalisations antérieures dans la gamme. Cette évolution n'allait pas dans le bon sens pour les phénomènes de cavitation et d'érosion que nous avons évoqués ci-dessus, puisqu'elle faisait croître la vitesse tangentielle de rotation au niveau des orifices de distribution. Effectivement, les essais de mise au point effectués sur les prototypes

---

<sup>216</sup> Le rendement d'une pompe se mesure par le rapport entre la puissance hydraulique délivrée et la puissance nécessaire à son entraînement en rotation.

confirmèrent malheureusement le bien-fondé de cette crainte. Des améliorations furent apportées, ce qui permit d'entreprendre les premiers essais d'endurance. Toutefois le problème n'était pas entièrement résolu quand une préoccupation d'un autre ordre apparut.

En effet il était nécessaire de réduire le coût de production pour être compétitif vis à vis des concurrents, Abex et Rexroth, que Dassault avait consultés. L'avionneur était même sur le point de retenir Abex, fournisseur américain bien connu dans le domaine aéronautique, alors que Rexroth, spécialiste allemand réputé dans le domaine industriel, n'avait pas d'expérience aéronautique. Il devenait donc urgent de réagir, aussi la Direction Générale de Messier-Bugatti décida-t-elle d'approcher Rexroth<sup>217</sup>, pour établir une coopération visant à marier le savoir-faire industriel de Rexroth au savoir-faire aéronautique de Messier-Bugatti pour réaliser en commun une pompe répondant aux spécifications du Rafale et s'inscrivant dans les exigences de prix. Un accord dans ce sens fut trouvé et aboutit à une pompe mixant les deux technologies :

- Rexroth pour l'ensemble tournant, le plateau inclinable et la glace de distribution
- Messier-Bugatti pour l'ensemble de la régulation et le corps de pompe.

Dans la technologie Rexroth, la face du barillet et sa contre-partie la glace de distribution étaient des portions de sphère, ce qui permettait de donner une forme conique au barillet et de réduire le diamètre de répartition au niveau de la glace. Cette disposition était donc à priori moins sujette à l'érosion. En fait les premiers essais montrèrent qu'il y avait tout de même de la cavitation. Messier-Bugatti parvint à la reproduire par simulation numérique, ce qui lui permit de définir des modifications efficaces pour y remédier. Finalement, cette pompe donna suffisamment satisfaction pour être adoptée sur le Rafale. Cependant, à part le Rafale, le partenariat entre Rexroth et Messier-Hispano-Bugatti n'eut pas d'autre application, faute de besoins nouveaux, et aussi parce que Rexroth n'a pas souhaité prolonger son parcours dans le domaine aéronautique.

### *La normalisation*

Avant d'être autorisée à équiper un aéronef une pompe hydraulique doit bien entendu être certifiée, c'est à dire qu'elle doit préalablement démontrer par des essais en laboratoire, sur un banc spécialisé, sa capacité à satisfaire aux exigences de la réglementation applicable en vigueur. Celle-ci prend la forme de normes émises par les Autorités de Certification. En France, le STAé/STPA qui en est chargé avait publié la norme AIR 8992. Au milieu des années 1960, au moment du démarrage des études de la nouvelle technologie de pompe Messier, il est apparu qu'il fallait approfondir cette norme sous plusieurs aspects, les plus importants touchant l'endurance, les performances de la régulation et la définition du circuit récepteur associé.

Ce dernier point était essentiel. En effet on ne peut évaluer les performances d'une pompe, et encore plus d'une pompe autorégulatrice, que si l'on définit les caractéristiques du circuit dans laquelle elle débite. Le problème n'était pas si simple

---

<sup>217</sup> A cette époque Rexroth faisait partie du groupe Mannesman. Aujourd'hui Rexroth appartient au groupe Bosch.

car, comme nous l'avons vu, sur un avion les circuits récepteurs de la puissance hydraulique sont très variés. Il fallait donc simuler plusieurs conditions d'utilisation, en se plaçant chaque fois dans les conditions les plus défavorables. Par exemple pour vérifier la réponse et la stabilité de la régulation il fallait provoquer le passage brutal du fonctionnement à plein débit vers un élément consommateur au fonctionnement à débit nul sur une simple capacité hydraulique de volume défini de façon à obtenir un effet bien déterminé de compressibilité d'huile<sup>218</sup>.

Quant à l'endurance, il fallait là aussi définir les caractéristiques du circuit avec lesquelles elle devait se faire, mais de plus il fallait sélectionner un ensemble de cycles débit/pression simulant les conditions réelles d'utilisation, tout en insistant sur les plus sévères pour accroître la marge de sécurité. Le nombre de cycles et leur durée devaient garantir un niveau élevé d'endurance<sup>219</sup>, comparable à celui de la norme américaine MIL. P. 19692C. On aboutit ainsi à la norme française AIR 8992 A applicable aux pompes des avions civils et militaires. Pour cette mise à niveau le STAé/Avions consulta les avionneurs et industriels concernés, principalement Dassault et Messier. Par exemple, le coordinateur de cet ouvrage se souvient d'avoir à cette occasion reçu mission d'effectuer des calculs comparant la sévérité des essais d'endurance imposés par les normes américaine et française, et de faire des propositions pour arriver à un niveau comparable, tout en maintenant le caractère spécifique de la norme française.

### *Les essais*

La mise au point et la certification des pompes à usage aéronautique exigeaient des bancs d'essais tout à fait spécifiques et qui durent, de plus en plus, se sophistiquer pour accompagner le développement des pompes autorégulatrices. Ils comprennent essentiellement des moyens d'entraînement à des vitesses de rotation contrôlées sur une large plage, un circuit hydraulique adaptable aux différents cas prévus par la norme, des moyens de mesure (pression, débit, vitesse, couple d'entraînement), le tout répondant aux besoins de différents programmes. Les industriels possédaient de telles bancs pour la mise au point et l'évaluation de leurs pompes. Cependant les essais de certification se déroulaient au CEAT, qui disposait de plusieurs bancs dédiés, bien équipés et placés dans des installations capables de simuler les conditions d'ambiance réelles rencontrées au niveau des prises de mouvement des moteurs. De plus, au milieu des années 1960, ces bancs du CEAT couvraient des gammes de pression et de puissance plus élevées que celles disponibles chez les industriels.

C'est ainsi que Messier qui put néanmoins procéder chez lui aux premiers essais de sa pompe 90 l/mn « nouvelle gamme », car disposant d'un banc de puissance suffisante, dut les poursuivre au CEAT pendant plusieurs mois, avant d'y entreprendre puis d'y réussir les essais de certification. Il y eut à cet époque de nombreuses liaisons entre Montrouge et Toulouse des ingénieurs de Messier, parfois même la visite de leur Président venant s'enquérir du comportement de « sa » pompe. L'implication du CEAT dans le développement des pompes fut donc très

---

<sup>218</sup> C'est à dire une raideur hydraulique, rapport entre l'augmentation de pression et la diminution du volume d'huile qu'elle provoque. On conçoit que plus la raideur est élevée, plus le temps de réponse de la régulation doit être faible, et plus sa stabilité est difficile à obtenir.

<sup>219</sup> La durée des essais d'endurance fut fixé à 750 heures, pour application aux avions militaires.

forte durant cette période. Elle ne se démentit pas par la suite mais se focalisa davantage sur la certification après que Messier, au début des années 1970, ait pu mettre en place dans son laboratoire un banc moderne de 250 CV, haute vitesse et haute pression<sup>220</sup>.

### *La recherche*

Les problèmes techniques posés par les pompes à usage aéronautiques sont très pointus. Pour être résolus, ils nécessitent une excellente compréhension des phénomènes dynamiques, d'origine hydraulique et mécanique, qui s'y développent, ainsi qu'une maîtrise parfaite des technologies qui y sont utilisées. Nous avons vu que leur mise au point pouvait donner lieu à des travaux longs et délicats dont certaines phases pouvaient être assimilées à des travaux de recherche. Il en a été ainsi lorsque Messier a effectué des investigations préliminaires sur un modèle probatoire avant de démarrer les études de sa nouvelle gamme de pompes, puis ensuite lorsqu'il a entrepris des essais pour cerner les causes de l'érosion se manifestant sur les orifices de distribution des barillets.

Au-delà des points évoqués ci-dessus, des travaux de recherche ont porté sur des problèmes basiques et bien spécifiques aux pompes. Nous en citerons quelques exemples particulièrement importants. Le premier concerne les problèmes de frottement dont l'acuité croit fortement avec la vitesse de rotation et la pression, avec comme conséquences l'échauffement et l'usure. De nombreux travaux ont été menés pour réduire les forces de frottement en jouant sur ses deux facteurs essentiels : la pression de contact et le coefficient de frottement. La première voie a consisté à rechercher un équilibrage hydrodynamique optimal sur la face du barillet au contact de la glace de distribution et sur la face des patins de piston au contact du plateau inclinable<sup>221</sup>. La seconde voie a consisté à évaluer des matériaux présentant de bonnes qualités de frottement sur l'acier, tout en assurant un compromis convenable avec leur résistance mécanique (cas du barillet) et leur plasticité (cas des patins, sertis sur leur piston). Ces matériaux étaient des bronzes ou des alliages cuivreux au plomb. Comme ils ne permettaient pas toujours d'aboutir à un compromis convenable d'autres solutions ont été essayées, tels les dépôts électrolytiques de cuivre, la nitruration, des traitements au soufre, ou encore la fixation, par brasage sur des pièces en acier, de chemises ou de faces frottantes en alliage cuivreux. Ces travaux s'inscrivaient d'ailleurs dans le cadre plus général de recherches sur tous les constituants internes critiques des pompes<sup>222</sup>, afin d'améliorer endurance et fiabilité, ainsi que pour réduire leur coût de production.

Un autre axe de recherches a été la régulation qui a fait l'objet de nombreux essais et calculs de simulation pour trouver le bon compromis entre la rapidité de réponse et la stabilité, et ceci en prenant en compte les caractéristiques les plus critiques des circuits recevant le débit de la pompe. Longtemps les calculs n'eurent pas la précision voulue en raison de la non-linéarité des phénomènes hydrauliques et de la difficulté d'évaluer correctement les frottements. Les moyens offerts par l'essor des ordinateurs ont apporté une amélioration très sensible sur ce point. De

---

<sup>220</sup> Plus de 10 000 t/mn et jusqu'à 560 bars.

<sup>221</sup> Optimisation délicate si l'on sait qu'un sur-équilibre va certes diminuer les forces de frottement mais peut amener à des fuites excessives, à une forte érosion, voire à des pertes de contact.

<sup>222</sup> Barillet, pistons, patins, roulements, paliers, joint tournant.

même des essais et des calculs ont été entrepris pour analyser les vibrations mécaniques et hydrauliques dont les pompes sont le siège<sup>223</sup>.

Enfin plusieurs études ont été menées sur des pompes à très haute pression. En particulier, dans le but de préparer une application au Rafale, un prototype fonctionnant à 560 bars a été réalisé. Par la suite on est revenu à 350 bars sur ce type de programme.

## LA GENERATION HYDRAULIQUE DES AVIONS

### *Composition et architecture*

Un circuit de génération hydraulique est constituée d'un ou, plus généralement, de plusieurs circuits, eux-mêmes composés d'éléments affectés à des missions précises :

- Les pompes qui fournissent la puissance hydraulique à partir d'une énergie motrice, comme nous venons de le voir. Très généralement une génération de bord comprend plusieurs pompes, dites principales, entraînées mécaniquement par le ou les moteurs de l'avion au travers d'un boîtier d'engrenages, appelé relais d'accessoires<sup>224</sup>. Elle peut aussi comprendre une ou plusieurs pompes auxiliaires, le plus souvent entraînées par un moteur électrique et appelées pour cette raison électro-pompes. Elles fournissent un niveau plus faible d'énergie hydraulique en cas de panne de la source principale, ou au sol, moteurs arrêtés, pour des opérations de maintenance.
- Les accumulateurs qui emmagasinent une énergie potentielle hydraulique, sous la forme d'un volume de fluide sous pression. La mise sous pression est due à la compression d'un gaz, en fait de l'azote, séparé du fluide par un piston ou une membrane, et initialement gonflé à environ la moitié de la pression nominale du circuit. Les accumulateurs restituent leur énergie très rapidement en cas de pointes transitoires de consommation. Ils jouent aussi un rôle important pour atténuer les pulsations de pression pouvant exister sur la canalisation de refoulement des pompes.
- Les réservoirs qui contiennent le fluide nécessaire au fonctionnement de la génération. Il y en a un par circuit. Les pompes y aspirent le fluide qu'elles vont refouler sous pression. Ils doivent avoir un volume suffisant pour absorber les dilatations thermiques du fluide et surtout les variations de niveau provoqués par la dissymétrie des cylindrées absorbées et refoulées de beaucoup d'actionneurs.<sup>225</sup>
- Les canalisations qui transportent le fluide. Elles sont spécialisées entre alimentation et retour. Les canalisations d'alimentation acheminent vers les actionneurs le fluide sous pression délivré par les pompes. Les canalisations de retour renvoient dans le réservoir le fluide refoulé par les actionneurs. Elles

---

<sup>223</sup> Calculs par éléments finis des pièces constituantes ; calcul des fréquences des résonance ; calcul de génération et de propagation des ondes de pression hydraulique.

<sup>224</sup> Car il entraîne également d'autres organes, comme des génératrices électriques.

<sup>225</sup> Par exemple, les vérins hydrauliques les plus simples, qui sont aussi les plus usuels, ont une seule tige manœuvrée par le piston. La section motrice de la chambre côté tige est donc plus petite que celle de la chambre opposée. En conséquence, leurs cylindrées absorbées et refoulées sont différentes.

se décomposent entre les tuyauteries rigides qui cheminent à l'intérieur du fuselage et sur certains équipements, comme les atterrisseurs, et les tuyauteries flexibles qui assurent la liaison entre la génération et des équipements assujettis à un mouvement.

- Les composants de maintien en condition du fluide qui englobent des filtres, des échangeurs de chaleur, voire des dispositifs de dégazage ou même d'élimination de polluants comme le chlore. En effet le fluide en circulant se charge de particules d'usure des composants, s'échauffe, ou encore est susceptible de capter du gaz et même d'être contaminé par des agents chimiques tels les produits de nettoyage des composants lors de leur montage.
- Les composants de sécurité qui protègent le circuit de génération et l'avion en cas d'anomalie. Ainsi les circuits sont pourvus de limiteurs de pression pour éviter tout risque d'éclatement de canalisations ou de composants, en cas de pression anormalement élevée. De même, dans l'éventualité d'un incendie, le circuit de génération ne doit pas propager le feu. A cette fin, principalement sur les avions civils, une vanne, dite coupe-feu, ferme l'aspiration de chaque pompe.
- Les composants de contrôle permettent de vérifier les pressions, les températures et le niveau du fluide dans les réservoirs.

Comme nous l'avons dit plus haut une génération hydraulique d'avion est composée de plusieurs circuits afin d'assurer la sécurité par la redondance. Il y a au minimum deux, souvent trois circuits principaux. Le choix de leur nombre a toujours été un point très discuté lors de la conception d'un nouvel avion. De même un point important est le nombre de circuits devant participer à la réalisation d'une fonction donnée. Le choix est fait sur la base de degré de criticité de cette fonction : deux au minimum pour les commandes de vol, deux pour le freinage des roues, mais un seul pour une manœuvre d'atterrisseur si celui-ci est capable de sortir sous le seul effet de la gravité<sup>226</sup>. Toutes ces questions ont fait l'objet d'études de sécurité approfondies et ont joué un rôle important dans la conception des circuits et celle de leurs composants. En effet le scénario de la perte d'un circuit entraînant la défaillance voire la perte de l'autre devait être rendu très improbable sinon impossible. Par exemple, les navettes de commutation automatique entre deux circuits, souvent installées sur un composant, devaient faire preuve d'une très haute fiabilité et d'une grande robustesse, car elles constituaient des points communs à ces circuits. Elles étaient donc susceptibles de provoquer, en cas de panne ou de rupture mécanique, un transfert de fluide d'un circuit vers l'autre. C'est pourquoi au fil des programmes la tendance a été de raréfier leur usage, sinon de les supprimer complètement. On a alors développé des solutions consistant à prolonger la redondance vers les récepteurs<sup>227</sup>, soit en y aménageant une spécialisation par circuit des éléments internes, soit plus radicalement en les doublant pour permettre une séparation complète. On a ainsi abouti à imbriquer la conception de la génération avec celle des systèmes qu'elle alimentait en puissance hydraulique.

---

<sup>226</sup> Et capable aussi de se verrouiller en configuration train bas sous le seul effet de la gravité.

<sup>227</sup> Essentiellement les actionneurs.

## *Un demi-siècle d'évolution technologique*

Sur la période qui nous intéresse, l'évolution de la génération hydraulique des avions a été principalement marquée par le fort accroissement de la puissance délivrée, corrélatif à des besoins de plus en plus forts en débit et à l'orientation prise en direction des pressions plus élevées. Ainsi dans le cas des avions militaires français, entre le Mirage III et le Rafale, la puissance a presque été multipliée par 7 (de 31 kW à 204 kW pour l'ensemble des deux pompes de la génération) et le débit a quasiment quadruplé (de 45 à 175 l/mn pour chaque pompe), alors que la pression nominale passant de 206 à 350 bars augmentait de 70%.

L'augmentation de la pression nominale est apparue en France d'abord avec Concorde puis avec le Mirage 2000, la pression retenue sur ces deux programmes pour leur génération hydraulique étant 280 bars. Ces choix rompaient une longue tradition. En effet la pression était restée longtemps figée à 206 bars soit 3000 psi<sup>228</sup>. Plusieurs raisons pouvaient le justifier :

- 3000 psi était la pression utilisée sur les avions américains durant la seconde guerre mondiale ce qui, après-guerre, a donné une grande disponibilité de composants
- l'expérience acquise plaidait pour cette valeur
- sa standardisation représentait une facilité indéniable pour les moyens d'essais et de maintenance.

Toutefois les avantages potentiels d'opérer sous pression plus élevée ont fini par déclencher un mouvement dans cette direction. En effet, à puissance donnée, l'augmentation de la pression avait plusieurs conséquences favorables, dont les plus marquantes étaient :

- réduction d'encombrements pour les actionneurs, en raison du diamètre plus petit des pistons, en dépit de la nécessité d'épaissir leurs parois pour résister à la pression plus élevée.
- réduction du débit nécessaire et donc du diamètre des canalisations.
- réduction du volume de fluide des circuits
- corrélativement des gains de masse.<sup>229</sup>

D'autres voies ont été explorées pour réduire la masse des composants. Par exemple pour les accumulateurs à pistons en renforçant le cylindre métallique en acier à haute résistance (1200 MPA)<sup>230</sup> par des enroulements filamenteux en carbone imprégnés de résine époxy. Ces solutions ont fait l'objet d'essais probatoires qui ont donné des résultats encourageants. Toutefois les accumulateurs à pistons ont cédé du terrain devant le développement des accumulateurs à membrane ou à soufflet qui offrent l'avantage de supprimer les problèmes de frottement et de joint dynamique. Des accumulateurs à membrane équipent le Rafale.

---

<sup>228</sup> Pound per square inch, soit très sensiblement 0,7 bar.

<sup>229</sup> Pouvant approcher 20 % pour un actionneur et atteindre 10% pour les canalisations, si l'on va jusqu'à doubler la pression, par exemple de 280 à 560 bars.

<sup>230</sup> Pour des raisons de sécurité, les tentatives d'utilisation de l'acier à très haute résistance (1800 MPA) n'ont pas été poursuivies pour les cylindres d'accumulateurs à piston, en raison de sa plus grande sensibilité à la corrosion et à la propagation de crique.

D'une manière générale, les circuits de génération hydraulique ont été le siège d'évolutions technologiques, qui ont contribué à l'amélioration de leurs performances et de leur fiabilité. Elles ont porté sur les réservoirs, les filtres, les canalisations, le fluide, enfin plus globalement sur l'intégration des composants.

Au début de l'utilisation de l'hydraulique sur avion les réservoirs étaient de simples bidons où le fluide au contact de l'air ambiant n'occupait pas tout le volume afin d'encaisser les variations de cylindrées des récepteurs. Puis, pour combattre les phénomènes de cavitation dus en particulier aux pertes de charge dans les canalisations, on y a créé une pressurisation de quelques bars en y amenant un gaz sous pression en provenance du moteur. Dans l'une et l'autre solution, surtout dans la seconde, le fluide pouvait absorber de l'air ou du gaz à leur contact. De plus, dans le cas des avions de combat, les dispositions à prévoir pour éviter le désamorçage des pompes dans toutes les configurations de vol, y compris le vol sur le dos, n'étaient pas toujours efficaces. On s'est donc orienté vers la suppression du contact fluide-gaz en mettant en œuvre des moyens de séparation. Ainsi sont apparus les réservoirs auto-pressurisés constitués d'une enveloppe cylindrique dans laquelle coulissait un piston qui appuyait sur le fluide sous la force créée par un petit vérin alimenté par la haute pression du circuit. La pressurisation atteignait 4 à 5 bars. Une autre solution a été l'adoption de réservoirs à membrane séparant le fluide d'un gaz sous pression d'environ 3 bars, solution surtout fréquente sur les avions civils.

La filtration du fluide se perfectionna au cours du demi-siècle. Les points de filtration se sont multipliés, en même temps que le degré de filtration s'affinait : filtres de 25 microns environ sur le refoulement des pompes, filtres de 3 microns sur les retours avant le réservoir, enfin filtres de sécurité intégrés à l'entrée des composants sensibles (40 à 50 microns). Du point de vue technologique, les évolutions ont principalement concerné l'élément filtrant. Les premières réalisations en toile métallique tissée et en papier firent place à des réalisations par enroulements filamenteux permettant d'améliorer le pouvoir filtrant, la capacité en débit et le pouvoir de rétention. Des raffinements ont aussi été apportés pour pouvoir exercer une surveillance, comme l'incorporation d'indicateurs de colmatage.

Le fluide lui-même a fini par être l'objet d'innovations après être longtemps resté standardisé selon la norme AIR 3520 (équivalente à la norme américaine MIL H 5606), à tel point qu'on l'appelait le FHS (le fluide hydraulique standard). Tous les avions militaires français utilisaient ce fluide, d'origine pétrolière. Concorde posa un problème nouveau : la résistance à des températures élevées, pouvant dépasser les 120°C. En effet, cet avion était soumis à un fort échauffement aérodynamique pendant plusieurs heures en vol de croisière à Mach 2. Pour résoudre ce problème il fallut adopter un fluide d'origine chimique fabriqué aux Etats-Unis, l'Oronite M2V. En conséquence il fallut mettre au point des joints compatibles avec ce liquide, capables de fonctionner sous 280 bars et dans une grande plage de température : du chaud de la croisière au froid suivant un long stationnement au parking dans certains pays. Plusieurs essais d'endurance en température furent menés pour valider les choix avant de passer à la certification, avec succès.

Si les températures élevées de Concorde demeurèrent un cas particulier, l'exigence de mieux se prémunir contre les risques d'incendie conduisit à retenir un autre fluide que le FHS pour les nouveaux avions commerciaux Airbus et Mercure.



Ce fut, là encore, des fluides d'origine chimique (phosphate ester), tel Skydrol 500 B, qui durent être utilisés en conformité avec les avions américains. Il fallut une nouvelle fois changer le matériau des joints d'étanchéité mais ce fut moins difficile, d'une part parce que les exigences en température étaient moins sévères, et d'autre part parce que la demande étant générale, les produits du marché pouvaient y pourvoir.

Pour le transport du fluide, les tuyauteries rigides utilisées furent d'abord en alliage léger du (AG5) pour les circuits à moyenne pression (105 bars). Les raccordements entre tuyauteries ou entre tuyauteries et composants se faisaient par des couples vis-écrou enserrant une bague se sertissant sur la tuyauterie. Concorde avec sa pression et son débit accrus, ainsi que ses températures élevées, exigea de passer à des tuyauteries en acier inox (Z3CN18). Pour les raccordements la brasure remplaça le sertissage. L'acier inox fut également choisi pour les tuyauteries des premiers Airbus, mais avec des bagues serties d'un nouveau type. Cependant si ce matériau donnait satisfaction du point de vue de sa résistance mécanique, il posait un problème de masse, amplifié sur les gros avions par la grande longueur totale du réseau de canalisations pouvant atteindre plusieurs kilomètres. On se dirigea donc par la suite vers l'utilisation de tuyauteries en alliage de titane (T40 ou TA3V2.5).

La technologie des tuyauteries flexibles fit aussi des progrès notables. L'augmentation des diamètres, dus aux débits plus élevés à acheminer et à l'accroissement de la pression nominale, amena une évolution de leur conception. Classiquement, les tuyauteries flexibles haute pression étaient formées d'un tube interne en élastomère et d'une ou deux tresses en acier inoxydable de renforcement. Elles étaient limitées en durée de vie par le vieillissement de l'élastomère. A partir du milieu des années 1970, les fabricants ont développé et qualifié des tuyauteries flexibles dont le tube interne était en téflon (PTFE). Puis au cours des années 1980 apparurent les tresses en kevlar, plus souples, plus légères et assurant la tenue aux très hautes pressions (350 bars). Elles équipent le Rafale et l'A380. En particulier, la société Tecalemit a mené une étude sur de telles tuyauteries. Leurs essais de qualification au CEAT, en 1988, ont été financés par le STPA.

Par ailleurs, comme pour les circuits de manœuvre train-trappes, des réflexions se sont engagées pour tenter de réduire le nombre de raccordements. C'est ainsi, par exemple, que l'intégration des filtres et des limiteurs de pression dans un même corps a été réalisée pour le Rafale (puis ultérieurement pour l'A380). La fiabilité s'en est trouvée accrue, et la masse réduite. En allant encore plus loin la société SAMM avait réalisé, pour les hélicoptères d'Eurocopter, des centrales hydrauliques intégrées montées sur la pompe et comprenant réservoir, limiteurs, filtres et parfois l'accumulateur.

#### *L'annonce de nouvelles perspectives*

On ne peut terminer ce rapide panorama sur l'évolution technologique de la génération hydraulique sans évoquer l'évolution fondamentale qui déjà commençait à poindre à la fin de notre demi-siècle, c'est à dire au milieu des années 1990. Il s'agit de l'orientation des nouveaux programmes vers « l'avion plus électrique », si ce n'est vers « l'avion tout électrique ». Dans les deux cas l'objectif est de supprimer la génération centralisée de puissance hydraulique et son transfert aux récepteurs par des canalisations. Elle est remplacée par de la puissance électrique

supplémentaire, créée par les génératrices entraînées par les moteurs de propulsion<sup>231</sup>, le transfert de puissance vers les récepteurs se faisant alors par des câbles électriques réputés plus fiables<sup>232</sup> et plus légers que les canalisations hydrauliques. Pour transformer la puissance électrique en puissance mécanique deux concepts peuvent être mis en œuvre.

Le premier consiste en une transformation directe, au niveau de l'actionneur, par moteur électrique et réducteur mécanique pour obtenir un mouvement tournant. Pour obtenir un mouvement linéaire on ajoute une vis à billes. Le mouvement de sortie de l'actionneur est commandé par le contrôle du courant d'entrée du moteur, qui tourne dans les deux sens. L'actionneur réalisé selon ce concept est appelé EMA (electro-mechanical actuator).

Le second, est basé sur une transformation en deux étapes, par interposition d'un étage hydraulique. A cette fin, le moteur électrique entraîne une pompe hydraulique qui alimente un vérin. A partir de là deux modes de réalisation sont possibles :

- Les deux étapes de la transformation sont faites au niveau de l'actionneur, le moteur électrique et la pompe étant monté sur le vérin. Le contrôle s'effectue de la même façon que pour l'EMA. L'actionneur réalisé selon ce concept est appelé EHA (electro-hydraulic actuator).
- La première étape est réalisée par une génération hydraulique dédiée à un actionneur et placée au plus près, mais séparée. On conserve donc une architecture et un fonctionnement similaire à ceux obtenus avec génération centralisée. A ceci près que le transport de l'énergie depuis les moteurs de propulsion se fait essentiellement sous forme électrique. Cette solution présente un intérêt, en particulier, pour les fortes puissances car elle minimise l'encombrement de l'actionneur.

La généralisation du premier concept permettrait d'aboutir à « l'avion tout électrique ». La mise en œuvre du second, quel que soit son mode de réalisation, laisse le bénéfice des avantages de l'hydraulique :

- contrôle possible des vitesses jusqu'à la vitesse nulle
- bon rendement de transformation
- réversibilité assurée (par la haute improbabilité de grippage du vérin hydraulique), ce qui est moins évident pour les mécanismes à réducteur et vis
- fiabilité élevée
- puissance massique très élevée.

Le choix entre les deux concepts dépend donc de la nature de la fonction à satisfaire. Par exemple pour la manœuvre relevage-descente des atterrisseurs qui exige une puissance élevée et une réversibilité totale (pour la sortie en secours sous l'action de la seule gravité), l'hydraulique est difficilement remplaçable au stade actuel des technologies. Il en est de même dans d'autres cas, que ce soit pour l'une ou l'autre des deux raisons exposées ci-dessus. En conséquence l'intérêt de développer des EHA est apparu certain, créant ainsi le besoin de disposer de pompes hydrauliques de technologie adaptée. En effet, puisque le contrôle de la puissance s'effectue à l'entrée du moteur électrique, l'autorégulation au niveau des

---

<sup>231</sup> Due également, quand nécessaire, aux génératrices entraînées par les groupes auxiliaires de puissance.

<sup>232</sup> C'est vrai que dans ce cas les fuites hydrauliques ne sont plus à craindre

pompes n'est plus nécessaire, elles sont donc à cylindrée constante. Par contre, elles doivent pouvoir tourner dans les deux sens, à vitesse variable entre zéro et la valeur nominale. Enfin pour ne pas grever le devis de masse et pénaliser l'encombrement des actionneurs sur lesquels elles sont montées, elles doivent être très légères et très compactes, d'où une vitesse maximale très élevée, s'exprimant en dizaines de milliers de tours/mn. Dans les quelques années qui suivirent la période que nous relatons, Messier-Bugatti, fort de l'expérience acquise dans ses réalisations précédentes, a développé et commercialisé avec succès des pompes pour EHA<sup>233</sup>.

## L'ASPECT INDUSTRIEL

### *Les acteurs industriels*

Déjà avant-guerre, dès que le besoin est apparu, des industriels français se sont intéressés aux pompes et aux équipements hydrauliques de génération. Après-guerre, plusieurs ont pu reprendre leur activité, principalement mais pas uniquement ceux qui développaient des trains d'atterrissage. A la fin des années 1950, les sociétés généralistes dans ce domaine se nommaient Messier, Hispano-Suiza, Air-Equipement, S.A.M.M. et dans une moindre mesure Eram. D'autres sociétés offraient des équipements particuliers, telles Olaer pour les accumulateurs à membrane<sup>234</sup>, Tecalemit pour les tuyauteries souples, Le Bozec pour les filtres et certains composants hydrauliques, Jaeger pour les instruments de contrôle. L'ensemble offrait aux aviateurs une palette riche et complète. En ce qui concerne plus spécifiquement les pompes, l'offre devint plus sélective au fil du temps : Air-Equipement et S.A.M.M. se concentrèrent sur les petites puissances et les électropompes. Hispano-Suiza qui avait, en particulier, développé des pompes 20 l/mn et 60 l/mn pour le Bréguet 1150 Atlantic, renonça après son insuccès sur Concorde. Quant à Labinal qui avait acheté une licence à la société américaine New York Air Brake, pour équiper l'Etendard, elle ne persévéra dans ce domaine. Tant et si bien qu'à partir du milieu des années 1960 le seul industriel français répondant aux besoins de puissance des avions modernes de combat était Messier. Encore faut-il préciser que le maintien de sa présence dans cette activité ne semblait guère assuré à l'époque, car si ses pompes 42 l/mn équipaient les Mirage III et les C 160, elles n'apparaissaient pas extrapolables à des puissances plus élevées. Il arriva un moment où un virage devait être pris, pour développer, sans garantie de succès, une nouvelle technologie de pompe autorégulatrice.

### *L'effort des industriels et de l'Etat*

Les pompes à usage aéronautique sont, en effet, des matériels de technologie délicate dont le développement exige une grande compétence. Les industriels français eurent d'abord le mérite de n'être pas rebutés par cette difficulté et de se lancer par eux-mêmes dans cette activité. De plus ils le firent en dépit de la concurrence de leurs confrères nord-américains, avantagés par une expérience

---

<sup>233</sup> de cylindrée comprise entre 0,05 et 15 cm<sup>3</sup>/tour et de vitesse maximale atteignant 24 000 tour/mn. Certaines devaient rencontrer le succès, en particulier pour les commandes de vol sur le programme A 380.

<sup>234</sup> produits sous licence de la société américaine Greer.

technologique plus large et un effet d'échelle n'existant pas en Europe. Ils réussirent à se mettre à un niveau suffisamment compétitif pour équiper la plus grosse part de programmes militaires et d'hélicoptères nationaux. Ils y parvinrent au prix d'efforts de recherche et de développement d'autant plus lourds que les mises au point pouvaient être longues et ardues. Ils durent supporter par eux-mêmes ces efforts durant la vingtaine d'années qui suivit la guerre<sup>235</sup>. Ils eurent donc à mettre en place et à entretenir des équipes suffisamment étoffées de spécialistes d'études et d'essais, conduisant à des frais mal amortis par un marché trop étroit. Tous ces problèmes s'exacerbèrent avec l'accroissement des puissances requises. Leur conséquence amena à la sélectivité de l'offre décrite ci-dessus. Elle motiva aussi, au milieu des années 1960, la décision de l'Etat de soutenir cette activité, et tout particulièrement la société Messier qui restait désormais la seule en France sur le créneau des pompes autorégulatrices de la classe des avions de combat.

L'aide de l'Etat se matérialisa principalement sous deux formes : marchés d'études et prestations d'essais réalisées par le CEAT. Le forte contribution du CEAT au développement des pompes hydrauliques a été bien soulignée à la rubrique « essais » du chapitre dédié aux pompes. Quant aux marchés d'études, ils ont été nombreux, puisque de 1963 à 1997, on en compte plus de trente, soit sensiblement un par an. Ils embrassèrent une large palette de thèmes, la plupart consacrée aux pompes, les autres portant sur les circuits, comme évoqué ci-dessus.<sup>236</sup>

Confortée par ce soutien, Messier persévéra dans ses efforts. Elle décida notamment de moderniser ses moyens d'essais, déjà évoqués ci-dessus. Outre le banc de 250 CV, elle renouvela et compléta ses autres bancs pour mettre en place un laboratoire dédié, capable d'une large plage de puissance et équipé de moyens modernes de mesure et d'enregistrement. Ce laboratoire, de niveau analogue à celui du CEAT, lui facilitait grandement la mise au point de ses pompes.

En outre Messier intensifia ses efforts de recherche et de développement, réussissant non seulement à concevoir et mettre au point sa nouvelle technologie de pompes mais développant toute une gamme de pompes couvrant des cylindrées de 1,5 à 42 cm<sup>3</sup>/tour, des pressions de 206 à 350 bars, des vitesses de 3500 à 12 000 tour/mn, dont plusieurs modèles furent retenus pour équiper des avions français, comme nous l'avons

LES POMPES AUTO-RÉGULATRICES MESSIER ÉQUIPENT LES AVIONS	
<i>Ancienne gamme</i>	
Mirage III	)
C 160	) 11,3 cm <sup>3</sup> /t - 42l/mn - 206 bars
Mirage F1	)
SuperEtendard)	
<i>Nouvelle gamme</i>	
Alphajet	3,4 cm <sup>3</sup> /t - 23 l/mn - 206 bars
Jaguar (AAF)	14,7 cm <sup>3</sup> /t - 55l/mn - 206 bars
Mirage 2000	18,3 cm <sup>3</sup> /t - 110 l/mn - 280 bars

mentionné précédemment et comme l'encadré ci-contre le résume. L'une de ces pompes a été vendue aux Etats Unis, pour équiper l'hélicoptère Bell 222, par la société Berteau qui en avait achetée la licence (voir également les figures 8-3 et 8-4).

<sup>235</sup> A l'exception, notable il est vrai, des essais de certification effectués au CEAT.

<sup>236</sup> En outre, Messier-Bugatti a bénéficié dans le cadre de l'Article 90, d'un financement relatif à l'industrialisation des pompes hydrauliques, pour réduire leurs coûts de production. Plus tardivement, en 1997, une convention lui a été accordée pour le développement d'électro-pompes pour EHA.

### *Les personnalités marquantes*

Du côté de l'industrie il faut rappeler le rôle moteur de René Lucien pour maintenir et soutenir l'activité des pompes aéronautiques en France, et sur le plan technique l'apport d'Alban Mesthé. Du côté de l'Etat, il faut rendre un grand hommage à deux personnalités chargées du suivi des circuits hydrauliques au STAé/STPA : Guy Bigneaux jusqu'à l'orée des années 1970, puis Madame Simone Vié qui prit sa suite et que le coordinateur de cet ouvrage a bien connu et apprécié pour sa rigueur et sa détermination dans son action d'aide au développement des équipements hydrauliques français.

### *La place de l'industrie française*

Comme nous l'avons vu, les pompes hydrauliques autorégulatrices à usage aéronautique sont des matériels de technologie élaborée, que l'aiguillon de la concurrence a même poussé à ses limites. Leur développement exige donc une compétence élevée et bien spécifique, ainsi que beaucoup de persévérance. C'est pourquoi le nombre d'industriels capables de les produire à fini par se réduire pratiquement à quatre dans le monde occidental : les sociétés Abex, Vickers et Kellog aux Etats Unis, en Europe. Certes la position de la société française sur le marché n'a jamais pu égaler celle de ses concurrentes américaines, puisque l'avance prise par ces dernières auprès des compagnies aériennes a représenté un tel handicap qu'elle n'a pu aborder commercialement le marché des avions civils, et ceci bien qu'elle ait démontré, en développant avec succès des prototypes, qu'elle en avait la capacité technique. Néanmoins, grâce à la qualité de ses réalisations et à l'appui du STPA, elle a réussi à équiper la très grosse majorité des avions militaires français, et même la totalité de ceux sortis depuis le milieu des années 1960. On peut donc conclure que dans le cadre du concept de la génération centralisée de puissance hydraulique, un industriel français avait su démontrer sa compétence et assurer l'indépendance nationale dans le domaine militaire, mais que le marché civil lui restait fermé.

Cette dernière situation n'était pas forcément figée, car au sortir de la période 1945-1995 la démarche qui se profilait vers la génération hydraulique répartie laissait présager une ouverture du marché civil à de nouvelles technologies. En effet les « grosses » pompes autorégulatrices allaient subir la concurrence de petites pompes à débit constant devant s'intégrer aux actionneurs EHA. Le défi technologique se déportait alors vers la miniaturisation, donc les très grandes vitesses de rotation, créant par-là même une opportunité pour ceux capables de le relever. Nous avons vu que Messier-Bugatti était de ceux-là.

## ANNEXE 8

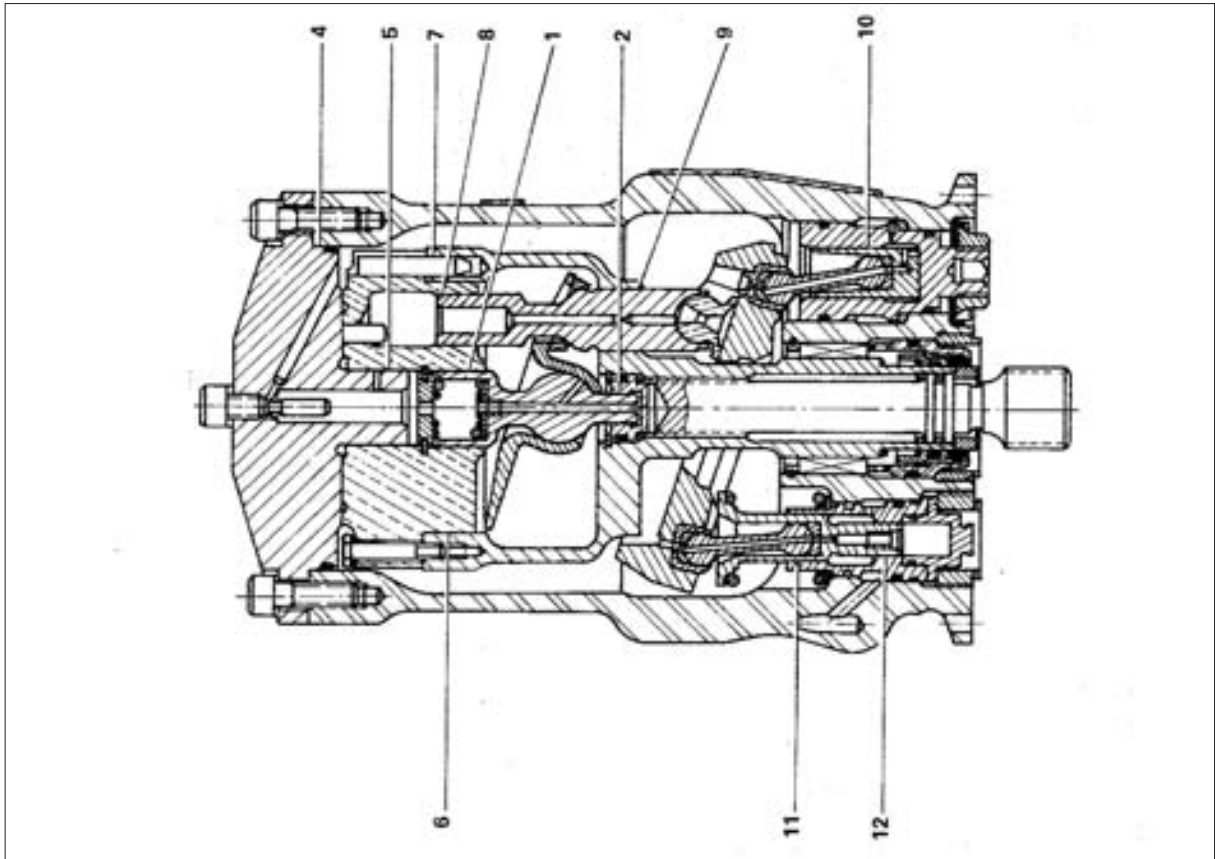
### ICONOGRAPHIE DU CHAPITRE 8

#### LISTE DES FIGURES

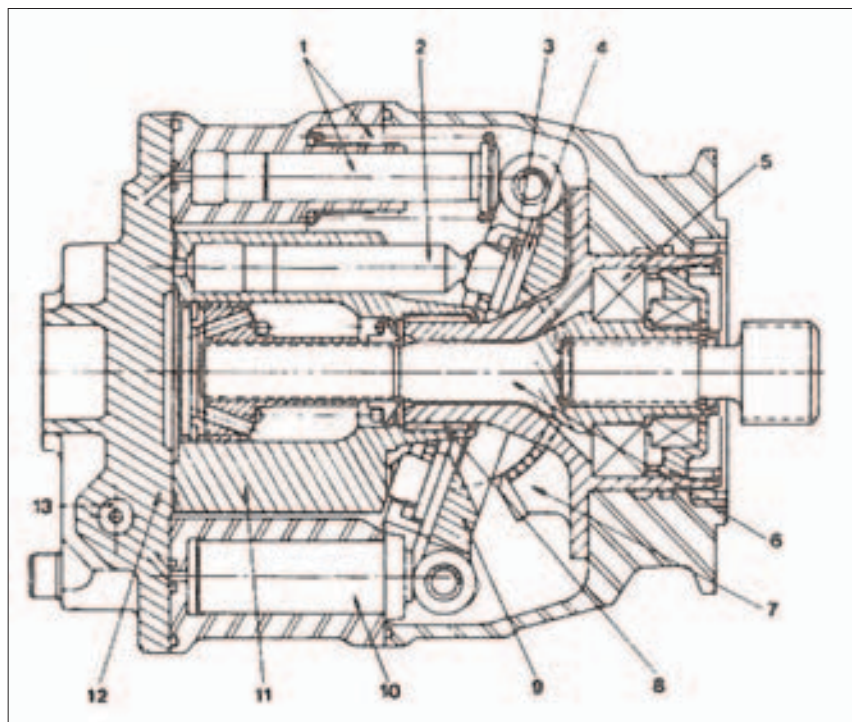
*Toutes ces figures sont de source Messier-Bugatti*

- 8-1 Vue coupée d'une pompe Ancienne Génération (Mirage III)
- 8-2 Vue coupée d'une pompe Nouvelle Génération (type Mirage 2000)
- 8-3 Diagramme cylindrée/vitesse de rotation de la gamme de pompes N.G.
- 8-4 Photo des pompes Messier-Bugatti

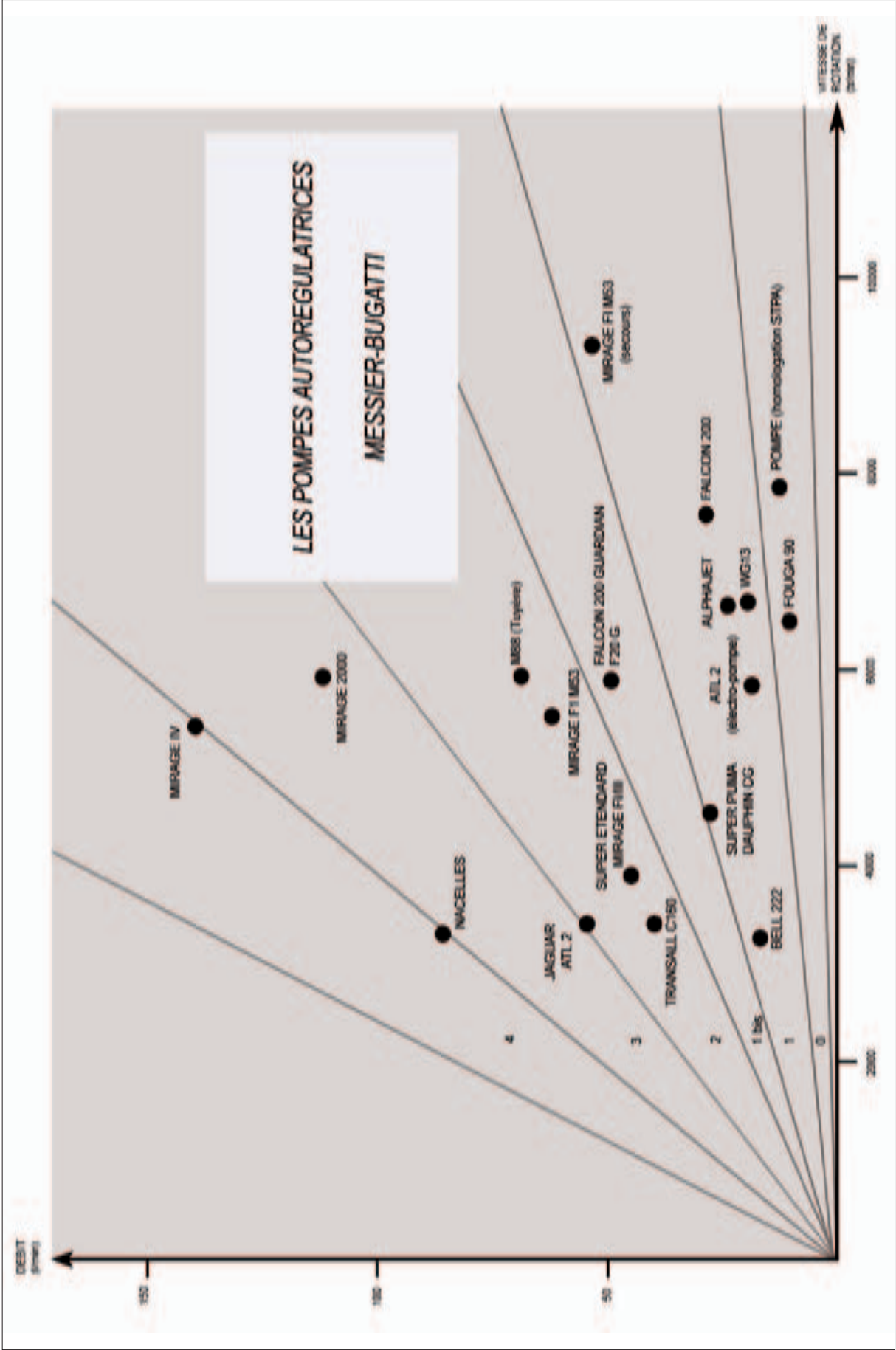
*Les photographies et images de source Messier-Bugatti reproduites dans cet ouvrage sont la propriété exclusive de cette société et ont été publiées avec son accord. Leur utilisation et leur reproduction sont interdites sauf l'autorisation préalable et écrite de Messier-Bugatti.*



8-1 Vue coupée d'une pompe Ancienne Génération, typeMirage III (Source

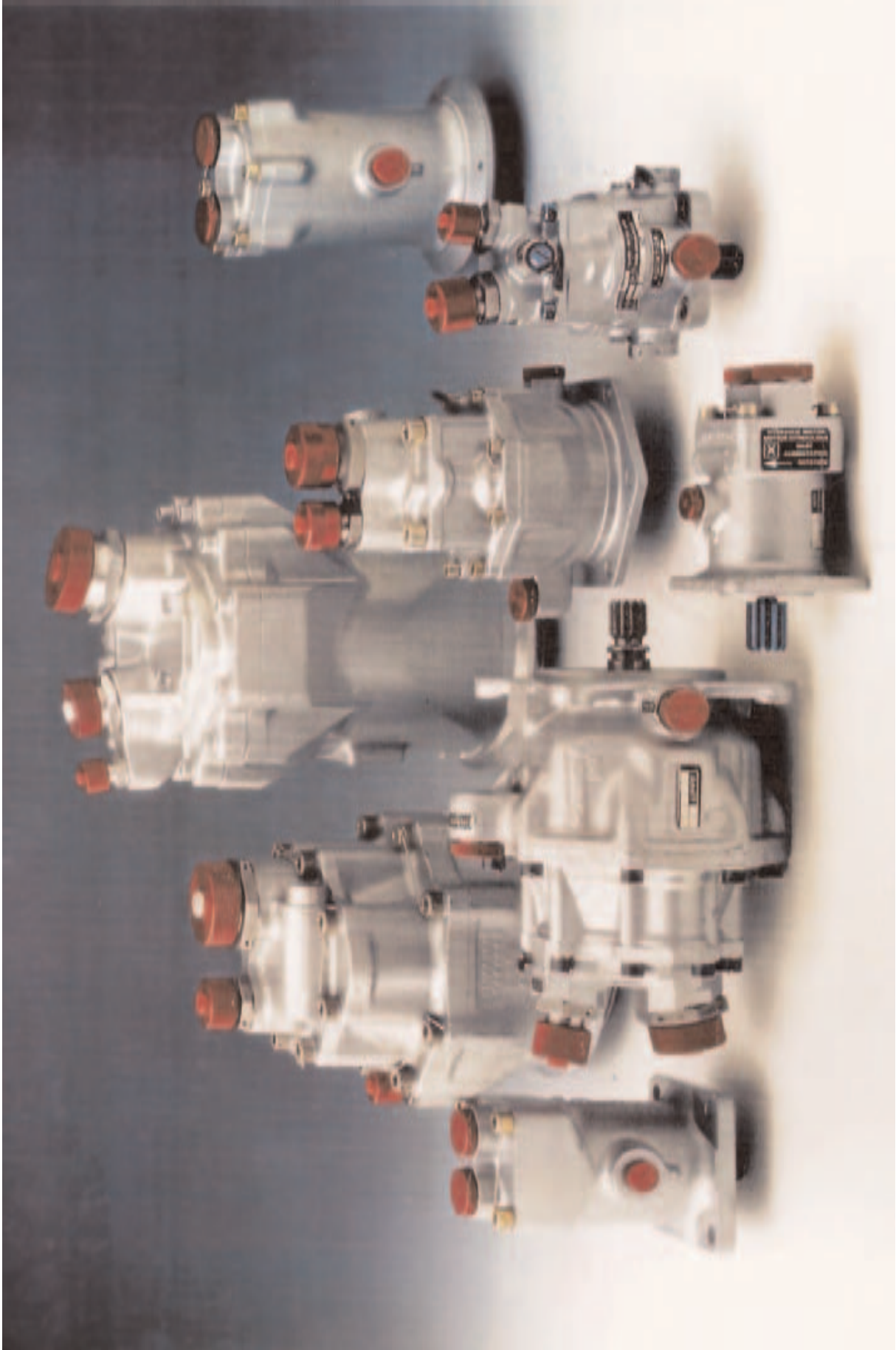


8-2 Vue coupée d'une pompe Nouvelle Génération, type Mirage 2000 (Source Messier-Bugatti)



8-3 Diagramme cylindrée/vitesse de rotation de la gamme de pompes N.G. (Source Messier-Bugatti)





8-4 Photo des pompes Messier-Bugatti (Source Messier-Bugatti)

## BIBLIOGRAPHIE

Jacques Veaux, « L'histoire de l'industrie française du train d'atterrissage », *Pégase*, n° 92, janvier 1999, et n° 93, avril 1999.

Pierre Lallemand, « Les atterrisseurs (principaux) », in « Concorde et son histoire – Tome 1 », *Icare*, n° 164, 1<sup>er</sup> trimestre 1998.

Jean Masclet et Jacques Veaux, « L'atterrisseur avant », in « Concorde et son histoire – Tome 1 », *Icare*, n° 164, 1<sup>er</sup> trimestre 1998.

Jean Michel Dubos, « Avion Concorde : atterrisseurs auxiliaires avant et arrière », *Techniques et Sciences Aéronautiques et Spatiales*, 1966, n° 1.

André Turiot et Michel Genouille-Dalfort, « L'informatique : une aide à la conception des atterrisseurs à tous les niveaux », *L'Aéronautique et l'Astronautique*, n° 56, juillet 1975.

« Les pompes hydrauliques récentes de Messier-Hispano », *L'Aéronautique et l'Astronautique*, n° 55, juin 1975.

## BIOGRAPHIE DES PRINCIPAUX CONTRIBUTEURS

### **Bernard Bouchez**

Né le 29 janvier 1940. Ingénieur Arts et Métiers (1958-1962). Diplômé d'études supérieures en mécanique des fluides et ingénieur-docteur de la Faculté des Sciences de Paris.

D'abord ingénieur d'études au département train d'atterrissage d'Hispano-Suiza (1965-1966), il est ensuite ingénieur de recherche au CERCHAR (Centre de recherches des Charbonnages de France), puis exerce ensuite son activité dans l'hydraulique industrielle (directeur technique de la société REDAM de 1970 à 1982). Entre chez Messier-Hispano-Bugatti en 1983 comme chef du département d'études hydrauliques. A ce titre, conduit la mise au point de la pompe autorégulatrice du Rafale. Nommé à la tête du département technique de la division Avions militaires et Hydraulique de Messier-Bugatti de 1986 à 1994, il dirige le développement des atterrisseurs du Rafale Marin. Suite au regroupement des activités atterrisseurs dans Messier-Dowty, il est chef du département technique de la division Hydraulique de Messier-Bugatti, de 1995 à 2000, date de son départ en retraite, et conçoit des pompes miniaturisées pour EHA.

### **Jean Guichard**

Né le 14 février 1935. Ingénieur Arts et Métiers (1954-1958).

Après son service militaire au laboratoire d'hydraulique du CEAM entre en 1961 chez Hispano-Suiza pour s'occuper du développement des pompes hydrauliques du Bréguet 1150. Il participe aussi aux premiers travaux sur le SPAD. Détaché pendant 3 ans au CEV d'Istres, puis à Toulouse, pour la mise au point de barrières d'arrêt (Mirage IV, Concorde). Revenu au bureau d'études pour le développement de diverses versions du SPAD, pour avions militaires et civils, il devient chef du service freinage (commande et contrôle du freinage) en 1976, avant de succéder à Claude Marcheron, en 1982, au poste d'ingénieur en chef du département roues, freins et freinage de Messier-Hispano-Bugatti. Jusqu'à son départ en retraite en 1992, il est au cœur des évolutions techniques qui permettent l'essor des freins carbone, en particulier sur Airbus, ainsi que l'introduction des systèmes de freinage à calculateurs numériques (Rafale, A320, A340).

Sa compétence et sa réussite furent reconnues au travers de deux Aerospace Industry Award attribués à sa société : en 1995 pour les freins à disques en carbone SEPCARB III, en 1996 pour la réalisation du système de freinage « double brake by wire digitally » du Falcon 2000.

### **Claude Marcheron**

Né le 13 janvier 1926. Ingénieur ESTACA.

Entre en 1947 au bureau d'études trains d'atterrissage de l'Aérocentre (SNCAC). Après la dissolution de ce dernier, il arrive au début des années 1950 chez Hispano-Suiza où il accède à la fonction de chef du bureau de calculs atterrisseurs, notamment pour Caravelle. Il est ensuite nommé chef de la division Freins et Etudes Spéciales, et dans ce cadre il est à l'origine de la conception du SPAD, ainsi que de freins acier très performants qui seront adoptés, par exemple, sur le Mirage F1 et les premiers Airbus. Après la fusion avec Messier il devient ingénieur en chef roues, freins et freinage de Messier-Hispano-Bugatti, jusqu'à son départ en retraite en 1982. Durant cette période, il conduit une intense activité de recherche et de mise au point

sur les freins carbone qui aboutit à leur certification sur Mirage 2000 et à leurs premiers essais sur Airbus.

Prix Alkan 1965 pour la conception d'un frein de barrière d'arrêt d'avion. Grande médaille 1984 de la Société d'encouragement pour l'industrie nationale.

### **Jacques Veaux**

Né le 7 juillet 1932. Ingénieur civil de l'aéronautique (Supaéro 1957).

Effectue son service militaire à l'Ecole de l'Air comme instructeur (aérodynamique, théorie des hélicoptères). Entre chez Messier en 1960 au bureau d'études hydrauliques où il s'occupe notamment du développement de la nouvelle gamme de pompes autorégulatrices et des commandes électro-hydrauliques d'orientation de roues avant (dont celle de Concorde). Devient, en 1969, ingénieur de coordination des activités techniques Messier pour les programmes Concorde et Airbus. Nommé ingénieur en chef des études atterrisseurs de Messier-Hispano-Bugatti en 1973, puis directeur technique adjoint chargé des études de tous les produits Messier, il exerce cette responsabilité pour les programmes A310, A320, A330 /340, ATR42 et 72, Falcon 2000, Mirage 2000 et Rafale A. De 1987 à 1993 il est directeur de la division « Atterrisseurs civils », responsable du commerce, de l'après-vente, de la gestion financière, comme de la technique, de ses produits. A la création de Messier-Dowty International il reçoit la mission de directeur études et qualité de cette société, jusqu'à son départ en retraite en 1996.

British Silver Médal 1997 de la Royal Aeronautical Society.

## SIGLES UTILISÉS

AAF	Armée de l'air française
ABS	<i>Aircraft Braking System</i> (société industrielle américaine)
AECMA	Association européenne des constructeurs de matériels aéronautiques puis <i>European Association of Aerospace Industries</i>
A.S.	Anti-shimmy
ATR	Avion de transport régional
BCAR	<i>British Civil Aviation Régulation</i> (norme britannique)
BGT	<i>Bodenseewerke Gerate Technik</i> (société industrielle allemande)
BITE	<i>Built-In Equipment</i> (équipement de test intégré)
BAe	<i>British Aerospace</i> (avionneur britannique)
BNAé	Bureau de normalisation de l'aéronautique
BRITE-EURAM	<i>Basic Research Industrial Technologies for Europe – European Advanced Materials</i> (programme de recherches de la CEE)
CAO	Conception assistée par ordinateur
CAR	<i>Civil Aviation Regulation</i> (norme américaine)
CASA	<i>Construcciones Aeronauticas S.A.</i> (avionneur espagnol)
CEA	Commissariat à l'énergie atomique
CEAM	Centre d'expérimentation aérienne militaire de Mont-de-Marsan
CEE	Communauté économique européenne
CEAT	Centre d'essais aéronautiques de Toulouse
CEBTP	Centre d'études du bâtiment et des travaux publics
CEM	Compagnie électromécanique
CESA	<i>Construcciones Equipmentos S.A.</i> (filiale de CASA)
CEV	Centre d'essais en vol
CIMSA-SINTRA	Société industrielle des nouvelles techniques radioélectriques
CMVO	Compagnie mécanique de la Vallée d'Ossau
CNRS	Centre national de la recherche scientifique
CPC	<i>Cleveland Pneumatic tools Company</i> (société industrielle américaine)
CSF	Compagnie générale de télégraphie sans fil
CVD	<i>Carbon Vapor Deposition</i> (procédé de condensation gazeuse du carbone)
DGA	Délégation générale pour l'armement
DGAC	Direction générale de l'aviation civile
DGRST	Délégation générale à la recherche scientifique et technique
DMA	Délégation ministérielle pour l'armement
DRME	Direction des recherches et moyens d'essais
DOP	Dispositifs oléopneumatiques (société industrielle française)
DTEN	Direction technique des engins
EHA	<i>Electro-Hydraulic Actuator</i>
EMA	<i>Electro-Mechanical Actuator</i>
EMBRAER	Empresa Brasileira de Aeronautica (avionneur brésilien)
EDE	<i>Embraer Division Equipements</i> (traduit du portugais)
EQIMG	<i>Equipment Industrial Management Group</i> (structure de coordination d'équipementiers européens)
ERAM	Etudes et réalisations d'accessoires mécaniques
ESTACA	Ecole supérieure des techniques aéronautiques et de construction automobile

EUROCAE	<i>European Organisation for Civil Aviation Equipment</i> (organisme de proposition de spécifications de performances)
EUROGEAR	GIE européen dédié à la recherche communautaire sur les atterrisseurs
FAA	<i>Federal Aviation Agency, puis Federal Aviation Administration</i>
FAR	<i>Federal Aviation Regulation</i> (prit la suite de la CAR)
FHS	Fluide hydraulique standard
GIE	Groupement d'intérêt économique
GIFAS	Groupement des industries françaises aéronautiques et spatiales
HFB	Hamburger Flugzeug Bau (avionneur allemand)
INRIA	Institut national de recherche en informatique et automatisme
IPTN	<i>Industri Pesawat Terbang Nurtanio</i> (avionneur indonésien)
JAA	<i>Joint Airworthiness Authorities</i>
JAR	<i>Joint Airworthiness Regulations</i> (normes émises par les JAA)
KJ	Kilojoule (unité de mesure de travail ou d'énergie)
LAGER	<i>Landing Gear Research</i>
LAT	<i>Liebherr Aerotechnik</i> (société industrielle allemande)
LHC	L'Hydraulique de Châteaudun
l/mn	Litre par minute (unité de débit)
MAP	Manufacture d'armes de Paris
MBB	<i>Messerschmitt-Bölkow-Blohm</i> (avionneur allemand)
MEGA	Machine d'essais de grands atterrisseurs (CEAT/Messier-Dowty)
MHB	Messier-Hispano-Bugatti
MIL	<i>Military</i> (préfixe des normes militaires des Etats-Unis)
MJ	Megajoule (soit 1000 kJ)
MPA	Mégapascal (unité de mesure de pression)
MPH	<i>Mile Per Hour</i> (équivalent 1 noeud ou 1 kts)
MRP	<i>Management Resource Planning</i> (méthode de planification de la production)
NASA	<i>National Aviation and Space Administration</i> (Etats-Unis)
NWL	<i>National Water Lift</i> (société industrielle américaine)
NZG	<i>Near Zero Growth</i> (grossissement quasi nul : désigne un type de pneu)
PAN	Polyacrylonitrile
PCRD	Programme Communautaire de Recherche et Développement
psi	Pound per squared inch (unité anglaise de pression)
RTO	<i>Refused Take-Off</i> (décollage refusé)
ROTOL	<i>Société commune à <u>Rolls-Royce</u> et <u>Bristol</u> Aeroplane</i>
SACM	Société alsacienne de construction mécanique
SAMM	Société d'application des machines motrices
SAO	Spécifications assistées par ordinateur
SEP	Société européenne de propulsion
SEPR	Société d'études de la propulsion par réaction (à l'origine de la SEP)
SFMA	Société française de matériels d'aviation (fondée par George Messier)
SHL	(société industrielle israélienne)
SIAR	Surveillance industrielle de l'armement
SNCAC	Société nationale de construction aéronautique du Centre
SNCASE	Société nationale de construction aéronautique du Sud-Est
SOM-CRH	Société d'optique et de mécanique-Centre de recherches hydrauliques
SOPEMEA	Société pour le perfectionnement des matériels et équipements aérospatiaux

SPAD	Système perfectionné anti-dérapant
STAé	Service technique de l'aéronautique
STAé/Ab	Section équipements avion du STAé
STPA	Service technique des programmes aéronautiques
STPA/CIN	Section circuits et installations du STPA.
STPA/Ma	Section matériaux du STPA
STPA/EG	Section études générales du STPA
TGAO	Technologie de groupe assistée par ordinateur
THR	Très haute résistance (pour qualifier une catégorie d'aciers)
THQ	Très haute résistance et très haute qualité (idem ci-dessus)
TSO	<i>Technical Standard Order</i> (niveau d'essais à satisfaire pour l'homologation des matériels civils)
UE	Union Européenne
US Air Force/USAF	<i>United States Air Force</i> (armée de l'air américaine)
US Navy	<i>United States Navy</i> (marine américaine)
VFW	<i>Vereinigte Flugtechnische Werke</i> (avionneur allemand)
WMI	<i>Westphalische Metal Industrie</i> (société industrielle allemande)





# INDEX DES SOCIÉTÉS

- Abex, 238n, 242  
ABS, 132  
A-Carb, 40, 138  
Aérocentre, 25-26, 122, 125  
Aérospatiale, 32, 34, 66-67, 81, 128, 131, 143, 149n, 155, 198,  
Agusta, 45, 71  
Airbus Industrie, 88  
Aircraft Components, 24  
Air-Equipement, 25-26, 251  
Air France, 131, 133, 183, 186, 189  
Air Inter, 67, 133  
Alsthom, 33, 40, 137-138  
AMC, 44  
Analac, 144, 154  
A-PRO, 35  
Arianespace, 33  
ATR, 35, 69, 76n  
Aubert et Duval, 11, 47, 101
- Bell, 44, 252  
Bendix, 128, 140  
Bertea, 44, 252  
BGT, 146, 261  
Bae : voir British Aerospace  
Boeing, 37, 40-41, 44, 48-49, 134, 138, 146-147, 149, 154, 163, 183, 186, 189, 194  
Boeing Commercial Airplane, 36  
Bosch, 11, 47, 242n,  
Bréguet, 25, 27, 53, 55, 58, 60, 61, 126, 142, 194, 196, 217, 251  
Brigestone, 186  
Bristol Aeroplane, 25-26, 51, 262  
British Aerospace (BAe), 261  
British Messier, 10, 25-26  
Bugatti, 28-29
- CAE, 154  
Carbone Industrie, 33, 36, 40, 134, 136, 138, 165, 172  
Carbone Lorraine, 129-130  
CASA, 44, 46, 261  
CEM, 135, 218n  
CESA, 46, 261  
CIMSA, 154  
CIMSA-SINTRA, 154  
Charles, 24  
CMVO, 24n, 261  
Couzinet, 24  
CPC, 34, 36, 39, 41, 261
- Creusot-Loire, 101  
CSF, 154
- Dassault, 25, 27-28, 33, 53, 58, 60-61, 72n, 81, 86, 96, 104, 124, 127, 136, 138, 185, 200, 219-220, 226, 242-243  
Dassault Systèmes, 78  
Dewoitine, 24, 52  
Dhainaut, 24  
DOP, 25, 106-107  
Dowty Aerospace, 39-40, 80  
Dowty Equipment, 26  
Dowty-Rotol, 26  
Ducommun, 135  
Dunlop, 10, 58, 126-128, 130, 140-141, 145, 147, 154, 162, 165-166, 181, 186  
Dye-Liné, 101
- EDE, 33n, 46, 261  
Elf-Aquitaine, 138  
EMBRAER, 27, 45-46, 148, 261  
Enertec, 155  
ERAM, 25-27, 30, 33, 45-46, 69, 99, 251, 261
- Falcon Jet Corporation, 35  
Farman, 23-24, 50-51  
Ferodo/Flertec, 125, 127  
Fiat, 27, 44-45, 55, 126-127, 165, 181  
Fibre et Mica, 135-137  
Fokker, 24  
Forgeal, 101, 124
- GEPEM, 135-139  
Goodrich, 34, 41, 128, 132, 138, 140  
Goodyear, 128, 132n, 140, 142-143, 186  
Greer, 25n
- Handley-Page, 25  
HFB, 46, 262  
Hispano-Suiza, 10, 26-29, 46-47, 55, 58, 61-62, 68, 76, 99, 101, 121-122, 124n, 126-128, 140-141, 143-145, 147, 158, 165-166, 200, 216, 239n, 251  
Hydro-Aire, 142, 147, 155, 162
- Interforge, 66, 101  
IPTN, 46, 262
- Jaeger, 251  
Jurom/Orao, 44

Kellog, 238n, 253  
 Kléber, 184  
  
 Labinal, 251  
 Latécoère, 23  
 Le Bozec, 251  
 Le Bronze Industriel, 126  
 LHC, 144, 155, 201n, 262  
 Liebherr (LAT), 27n, 30, 31n, 33n, 45, 58, 61n, 80, 262  
 Lufthansa, 81  
 Lucas, 38  
  
 Magnaghi Oleodinamica, 27n, 30, 33n, 44-46, 80  
 Mannesman, 242n  
 MAP, 122, 262  
 Matra-Datavision, 60, 160  
 MBB, 46, 262  
 Menasco, 30, 31, 34, 36-37, 39, 41, 46, 66, 88  
 Messier, 20, 24-28, 30, 33, 43, 45-47, 52, 56, 58-59, 63-65, 67, 75-76, 88, 92, 101, 103, 121-122, 125-126, 129, 140, 148n, 158, 159, 165-167, 169, 180, 197, 198-199, 201, 203, 216, 219, 222, 224, 226, 238, 240, 243, 244, 252  
 Messier-Bugatti, 10-11, 20-21, 37-38, 39-41, 47, 58, 73-74, 80-81, 86, 96, 99, 134, 147, 149, 154-155, 157, 165, 193, 201, 203-204, 226, 228, 242, 251, 253-254, 259  
 Messier-Dowty, 10, 20n, 37, 39-43, 47, 75n, 90, 99, 102, 106-120, 259-260  
 Messier-Dowty International, 39  
 Messier Engineering Company, 25  
 Messier-Eram, 38  
 Messier-Hispano, 18, 58, 128, 150, 225-226  
 Messier-Hispano-Bugatti, 10, 29-37, 41, 43, 45-46, 58-59, 66-67, 75, 78n, 79, 88, 90-91, 121, 124, 130-132, 134n-140, 142, 146, 149, 154, 157-159, 201, 241-242, 259-261  
 Michelin, 10, 16-17, 181, 184-186, 188-189  
  
 New York Air Brake, 251  
 NWL, 262  
  
 Olaer, 24, 251  
  
 Piaggio, 45  
 Pneumodynamics Corporation, 146  
 Potez, 23-24  
  
 REDAM, 259  
 Rexroth, 242  
 Rolls Royce, 26n  
 Rotol, 26  
 Rubery Owen, 25  
 Rubery Owen Messier, 25  
  
 SAAB, 44  
 SACM, 28, 262  
 SAMM, 24-26, 225n, 227, 249  
 Schlumberger, 155  
 Sensorex, 155  
 SEP, 31, 33, 40, 130-131, 134-138  
 SEPR, 134  
 Servo-Teck, 155  
 SFMA, 23-24, 262  
 SHL, 33n, 46, 69, 262  
 SIAI-Marchetti, 45, 59, 262  
 SNCAC, 25, 53, 122, 262  
 SNCASE, 25, 27, 53, 62, 262  
 Snecma, 10, 28-29, 32-33, 36, 38-40, 43, 101, 138, 140  
 SNPE, 39  
 Socitec, 143, 155  
 SOM-CRH, 144, 155, 201, 262  
 Sopelem, 144, 155, 201n  
 SOPEMEA, 35, 94, 262  
 Sud-Aviation, 25n  
 Sumitomo Precision Products, 146  
 Super Temp, 135  
 Swissair, 32, 123, 131, 137  
  
 Tecalemit, 249, 251  
 Thai Airways, 32, 131  
 Thomson-CSF, 154  
 TI Group, 38-40, 43  
  
 Ugine Carbone, 127  
 Vickers, 238n, 253  
 VFW, 44, 148, 263  
 WMI, 146, 263

## INDEX DES NOMS DE PERSONNES

- Abadie, Gaétan, 55, 77  
Allénic, Serge, 10, 47  
Armandias, Louis Sylvio-Marie, 24-26  
Auvinet, Jean, 43, 77
- Béchat, Jean-Paul, 10, 32, 34-36, 39, 43, 70, 103, 147  
Bénichou, Jacques, 10, 28-29, 32, 43, 103  
Bétin, Pierre, 10, 121, 134  
Bigneaux, Guy, 253  
Blum, Robert, 143  
Bosch, Jean-Pierre, 11, 47  
Bouchez, Bernard, 2, 10, 70, 193, 211, 235, 259  
Bouchez, Robert, 55, 77  
Bréguet, Willy, 53, 55, 57  
Broudeur, André, 10, 47, 103  
Bugatti, Ettore, 28
- Chauffeton, François, 55  
Chausse, Jacques, 36, 70  
Choury, Jean-Jacques, 10, 121, 134  
Conway, Hugh, 26  
Cornand, Jean-Pierre, 79
- Dal Soglio, Pierre, 10, 121  
Darlington, Ralph, 70  
Derrien, Michel, 70  
Douillet, Denis, 77  
Dowty, George, 24  
Dubos, Jean-Michel, 70  
Dubray, Bernard, 150n  
Duval, Jean, 77  
Duval, Robert, 57, 77
- Edwards, Lionel Anthony (dit Tony), 38  
Engerand, Jean-Luc, 10, 47, 70, 79  
Eslinger, Bernard, 103
- Fayer, Jean-Claude, 10, 47, 96, 164  
Folin, Francis, 103
- Gaumet, Jean, 10, 47, 67, 70  
Giusta, Louis, 143  
Glémarec, Michel, 11  
Grémont, Jacques, 10, 47, 96, 164  
Guibé, Gérard, 32-33  
Guichard, Jean, 2, 10, 70, 121, 150n, 259  
Guillot, Bernard, 70, 79
- Hédon, Dominique, 36  
Hénault, Gérard, 77  
Holste, Max, 27, 45
- Jaulin, Christian, 10, 47
- Laborde-Dessus, Henri, 103  
Ladoux, Georges, 10, 47, 76-77  
Lasbleis, Thierry, 10, 121, 153-154  
Lallemant, Pierre, 24-26, 47, 52, 55, 77  
Lebedeff, Nicolas, 55  
Lebouc, Maurice, 103  
Leclercq, Jacques, 55, 70  
Leclère, Yves, 39n-40  
Le Floch, Gérard, 10-11, 184  
Le Hen, Adolphe, 10, 121, 134  
Lewinton, Christopher (Sir), 38  
Lucien, René, 24-25, 28-29, 43, 55, 126, 201, 239, 253
- Marcheron, Claude, 2, 10, 47, 62, 70, 121, 259  
Marquier, Gilbert, 11, 47  
Masclat, Jean, 47, 55, 57, 60, 70, 126  
Mermoz, Jean, 24  
Messier, George, 20, 23, 26, 43, 51-52, 55, 89, 90, 106, 117, 126, 140, 213, 262  
Mme George Messier-Bonnamy, 24  
Mesthé, Alban, 55, 226, 240, 253  
Michelin, André, 185  
Michelin, Édouard, 185
- Papier, Jean, 11, 47, 55, 77, 248  
Papay, Roger, 11, 47, 70, 88  
Paris, Dominique, 38, 39, 40  
Paul, Jacques, 70
- Ravaud, René, 28-29  
Ravez, Robert, 77  
Renollaud, Georges, 24-25  
Renon, Gérard, 38  
Rodriguez, José-Marie, 10, 47, 79
- Sagnol, Jean-Claude, 11, 47  
Sancho, Michel, 79  
Satre, Pierre, 62  
Schleicher, Philippe, 70  
Schott, Marcel, 55, 70

Sertour, Georges, 77  
Soissons, Jean, 43  
Taylor, Peter, 10, 47, 77  
Tétard, Emile, 103  
Turiot, André, 70

Vandomel, Jacques, 10, 181, 190-191  
Varay, Jean, 25

Veaux, Jacques, 2, 70, 259  
Vialatte, André, 43  
Vié, Simone, 253

Wood, David, 70  
Woerner, Pierre, 10, 47, 70, 79