

 Direction Générale de l'Aviation Civile France	CONSIGNE OPÉRATIONNELLE N° F-2005-03	Date d'émission : 15 avril 2005	Page : 1/4
		Délai d'application : Cf. § 5.1 et 5.2 de la consigne	
		Date de fin d'application Sans objet	
	Destinataires : Tous les exploitants et pilotes d'avions certifiés selon le règlement AESA CS 25 ou équivalent	Objet : Mise en garde des pilotes contre les efforts potentiellement dangereux que des braquages complets ou pratiquement complets de la gouverne de direction dans un sens puis dans l'autre peuvent exercer sur la dérive d'un avion de transport	

1. RÉFÉRENCES RÉGLEMENTAIRES

Cette consigne opérationnelle est prise en application de :

- l'article 4 de l'Arrêté du 12 mai 1997 relatif aux conditions techniques d'exploitation d'avions par une entreprise de transport aérien public ;
- l'article 1^{er} de l'Arrêté du 24 juillet 1991 relatif aux conditions d'utilisation des aéronefs civils en aviation générale.

2. OBJET DE LA CONSIGNE

Les investigations consécutives à l'accident de l'Airbus A300-605R d'American Airlines à New-York le 12 novembre 2001 ont mis en lumière que des braquages successifs de la gouverne de direction dans un sens puis dans l'autre ont induit sur la dérive des charges de nature à entraîner sa rupture. Le National Transportation Safety Board (NTSB) des Etats-Unis, en concertation avec le Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile (BEA) français, a émis des recommandations qui visent notamment à améliorer l'information des pilotes sur l'utilisation de la gouverne de direction et sur les conséquences possibles d'éventuelles utilisations incorrectes. Le NTSB a émis ultérieurement des recommandations supplémentaires qui confortent et complètent les recommandations initiales émises en concertation avec le BEA.

3. DESCRIPTION DE L'ACCIDENT À L'ORIGINE DE LA CONSIGNE

Soixante-cinq secondes après avoir décollé de l'aéroport de New-York/JFK, États-Unis, le 12 novembre 2001, à neuf heures seize minutes locales en conditions météorologiques de vol à vue, un Airbus A300-605R d'American Airlines a traversé à deux reprises la turbulence de sillage créée par un B747 de Japan Airlines parti de l'aéroport de New-York/JFK quatre-vingt-dix secondes plus tôt. Pendant et peu de temps après que l'Airbus A300-605R traversait pour la deuxième fois la turbulence de sillage créée par le B747, le copilote de l'Airbus A300-605R a agi à plusieurs reprises sur les palonniers dans un sens puis dans l'autre, faisant débattre la gouverne de direction de 11° à droite pendant 0.5 seconde, 10.5° à gauche pendant 0.3 seconde, entre 11° et 10.5° à droite pendant environ 2 secondes, 10° à gauche pendant environ 1 seconde et enfin 9.5° à droite pendant 0.5 seconde. Cette séquence a duré sept secondes jusqu'à ce que la dérive et la gouverne de direction de l'Airbus A300-605R s'arrachent du fuselage et que l'avion, privé de toute stabilisation latérale, pique et perde ses moteurs, les attaches brisées sous l'effet des secousses accentuées par la chute. L'Airbus A300-605R d'American Airlines s'est écrasé dans une zone résidentielle de Belle Harbor, New York, moins de deux minutes après avoir décollé de New-York/JFK. L'enquête technique a démontré que les deux turbulences rencontrées ne nécessitaient pas d'action importante sur les gouvernes pour contrôler la trajectoire de l'avion.

 DGAC France	CONSIGNE OPÉRATIONNELLE N° F-2005-03	Date d'émission : 15 avril 2005	Page : 2/4
		Délai d'application : Cf. § 5.1 et 5.2 de la consigne	
		Date de fin d'application Sans objet	

4. RECOMMANDATION DU BEA

[Les] constructeurs et exploitants d'avions de transport [doivent] définir et mettre en œuvre un programme de formation des pilotes qui explique :

- (1) les exigences de certification relatives à la résistance structurelle pour la gouverne de direction et la dérive sur les avions de transport,
- (2) qu'un braquage complet ou pratiquement complet de la gouverne de direction, suivi d'un braquage complet ou pratiquement complet dans le sens opposé, ou certaines combinaisons de dérapage de l'avion et de positions de la gouverne de direction peuvent provoquer des efforts potentiellement dangereux sur la dérive, même à des vitesses inférieures à la vitesse de manœuvre,
- (3) que, sur certains avions, lorsque la vitesse augmente, le débattement maximal autorisé de la gouverne de direction peut être obtenu avec des actions sur les palonniers d'intensité et d'amplitude relativement faibles.

5. CONSIGNE

5.1 Entreprises de transport aérien public

- Les programmes des Entraînements et Contrôles Périodiques des exploitants d'avions certifiés selon le règlement AESA CS 25 ou équivalent approuvés conformément au paragraphe OPS 1.965 à compter du 1^{er} juillet 2005, et progressivement en fonction des périodes de référence déposées, doivent comprendre un module théorique spécifique attirant l'attention des équipages de conduite lorsqu'ils suivent un stage de maintien des compétences sur les conséquences d'une mauvaise utilisation de la gouverne de direction des avions certifiés selon le règlement AESA CS 25 ou équivalent. Ce module devra porter sur les domaines suivants :

A) Principes de certification

Les règlements de certification ont été écrits en prenant en considération l'utilisation opérationnelle des avions certifiés selon le règlement AESA CS 25 ou équivalent. Les avions certifiés selon le règlement AESA CS 25 ou équivalent, du fait de leur fonction de transport de passagers, ne sont pas conçus pour résister à n'importe quelle manœuvre. Il convient d'exposer que ces règlements suffisent à garantir un niveau acceptable de sécurité car ils sont basés en partie sur l'expérience en service. Les manœuvres prises en compte pour le dimensionnement structural ont un caractère forfaitaire et ne représentent pas forcément toutes les manœuvres qu'il serait physiquement possible d'effectuer en vol.

 DGAC France	CONSIGNE OPÉRATIONNELLE N° F-2005-03	Date d'émission : 15 avril 2005	Page : 3/4
		Délai d'application : Cf. § 5.1 et 5.2 de la consigne	
		Date de fin d'application Sans objet	

B) Limiteur de débattement

Les principes de fonctionnement et les caractéristiques d'un limiteur de débattement devront être exposés. La présence d'un limiteur de débattement de dérive est souvent perçue comme une protection contre une éventuelle surcharge de la structure, ce qui n'est pas le cas : la manœuvre consistant à braquer la gouverne de direction dans un sens puis dans le sens opposé, même si le limiteur de débattement fonctionne, peut induire une surcharge pour la structure. Les mécanismes de limitation de débattement de gouverne de direction répondent à un souci de qualité de vol, de maniabilité et à une protection des charges de structure vis à vis des manœuvres forfaitaires considérées en certification, mais ne garantissent pas la résistance de la dérive à tout type de manœuvre en vol.

C) Efforts

Concernant ce mécanisme de limitation de débattement, il est nécessaire de rappeler que sur certains avions, du fait de la limitation de débattement en fonction de la vitesse, l'effort pour mettre la gouverne en butée alors que l'avion est en vol à vitesse de croisière peut être substantiellement inférieur à l'effort nécessaire à mettre la gouverne en butée lorsque l'avion est au sol ou à basse vitesse.

D) Rappel du bon usage de la gouverne de direction

Il doit être précisé que ces considérations ne doivent pas être comprises comme une recommandation de ne pas utiliser ou de limiter l'usage de la gouverne de direction. La gouverne de direction doit être utilisée en cas de panne moteur et dans des phases de décollage et d'atterrissage par vent traversier, pour assurer un contrôle satisfaisant de l'avion et/ou maintenir la symétrie du vol. Dans tous les cas, cet usage doit être conforme aux spécifications et limitations exprimées dans le manuel de vol approuvé de l'avion considéré et dans le manuel d'utilisation associé, si ce document est disponible.

- Les exploitants d'avions certifiés selon le règlement AESA CS 25 ou équivalent doivent s'assurer que, en ce qui concerne les manœuvres spécifiques visant à faire face aux situations inusuelles ou d'urgence, leurs équipages de conduite ne reçoivent pas de consignes ni ne suivent de formation à l'utilisation des palonniers susceptibles de générer des combinaisons dangereuses de dérapage et de position de gouverne ou autres paramètres de vol.
- Les exploitants d'avions certifiés selon le règlement AESA CS 25 ou équivalent doivent revoir en conséquence leurs procédures d'exploitation et les programmes de formation de leurs équipages de conduite (parties « B » et « D » du Manuel d'Exploitation) pour s'assurer qu'ils informent suffisamment les pilotes sur l'usage correct et approprié et sur les techniques d'utilisation de la gouverne de direction en vol sur le(s) type(s) d'avion(s) utilisé(s) par la compagnie. Les consignes données dans les parties « B » et « D » du Manuel d'Exploitation doivent être conformes aux informations données par les détenteurs des Certificats de Type des avions concernés.

 DGAC France	CONSIGNE OPÉRATIONNELLE N° F-2005-03	Date d'émission : 15 avril 2005	Page : 4/4
		Délai d'application : Cf. § 5.1 et 5.2 de la consigne	
		Date de fin d'application Sans objet	

5.2. Aviation générale

En application du paragraphe 4.1.3.1. de l'Arrêté du 24 juillet 1991 relatif aux conditions d'utilisation des aéronefs civils en aviation générale, les pilotes qui utilisent des avions certifiés selon le règlement AESA CS 25 ou équivalent en aviation générale doivent suivre d'ici le 1^{er} janvier 2007, soit auprès d'une entreprise de transport aérien public exploitant le même type d'aéronef, soit auprès d'un FTO ou TRTO délivrant la qualification de type correspondante, un module théorique spécifique attirant leur attention sur l'utilisation de la gouverne de direction sur ce type d'avions et sur les conséquences possibles d'éventuelles utilisations incorrectes.

6. ANNEXES

- **Annexe A**

Suite à l'accident de l'Airbus A300-605R d'American Airlines du 12 novembre 2001 à New-York, de nombreux documents ont été émis par le NTSB, les principaux constructeurs, la FAA, des Autorités de l'Aviation civile et la presse spécialisée. Ces documents, dont une liste des principales références est jointe en annexe A, contiennent de nombreuses informations pertinentes quant aux conditions de certification et à l'utilisation de l'ensemble dérive - gouverne de direction des avions certifiés selon le règlement AESA CS 25 ou équivalent.

- **Annexe B**

Un support de cours, réalisé à titre d'exemple à l'intention des organismes de formation par le bureau de la Formation et des Écoles de la DCS, est joint en annexe B. Il contient des informations générales sur les conditions de certification et les systèmes de commande de direction, qui doivent être complétées par la documentation que les détenteurs des Certificats de Type ont établie pour les avions certifiés selon le règlement AESA CS 25 ou équivalent dont les équipages de conduite suivent le stage de maintien de compétences.

ANNEXE A

DOCUMENTATION DISPONIBLE

- CAA United Kingdom

Aeronautical Information Circular AIC 86/2002 du 19 septembre 2002
(www.ais.org.uk)

- AIRBUS TRAINING

FCOM bulletins famille Airbus
CD-ROM intitulé « ALL A/C RUDDER and LOADS » réf. X7R02501 PPT du 13 décembre 2002

- BOEING

Flight Operations Technical Bulletin on Fin Loads

- Aviation Week (www.AviationNow.com) articles intitulés
« Did Rudder Motions Snap Off A300 Fin » en date du 21 Janvier 2002
« Crash Probe Triggers Rudder Design Scrutiny » en date du 1^{er} avril 2002

- National Transportation Safety Board

Safety Recommendation A-02-01 and 02 February 8th, 2002
NTSB Investigation into crash of American Airlines Flight 587, report and updates
(www.nts.gov)

- Bureau d'Enquêtes et d'Analyse

Recommandation BEA réf. 1784/BEA/I du 8/2/02
(www.bea.gouv.fr)

ANNEXE B

SUPPORT DE COURS SUR L'UTILISATION DE LA GOUVERNE DE DIRECTION DES AVIONS CERTIFIÉS SUIVANT LES RÈGLEMENTS FAR 25 et JAR 25

Préambule : Dans le cadre de l'enquête sur les causes de l'accident survenu le 12 novembre 2001 à l'Airbus A300-600 exploité par American Airlines, le NTSB et le BEA ont émis des recommandations de sécurité visant à vérifier que les programmes de formation des pilotes contiennent les informations pertinentes quant aux conditions de certification de l'ensemble dérive et gouverne de direction.

Ce support de cours, destiné aux organismes de formation, contient des informations générales sur les conditions de certification et les systèmes de commande de direction couramment utilisés sur les avions lourds.

Ce document devra être complété par la documentation des constructeurs applicable aux avions utilisés par le TRTO ou la compagnie.

SOMMAIRE

1- INTRODUCTION

2- CONSIDÉRATIONS GÉNÉRALES SUR L'UTILISATION DE LA GOUVERNE DE DIRECTION

3- EXIGENCES DE CERTIFICATION

3-1 Cas de chargements réglementaires

3-2 Cas de chargements non pris en compte

4- PRÉSENTATION DES SYSTÈMES LIMITEURS DE DÉBATTEMENT

4-1 Généralités

4-2 Système Travel Limiter Unit (TLU) ou Variable Stop System

4-3 Système Variable Lever Arm (VLA) ou Ratio Changer System

4-4 Exemples d'efforts en fonction des déplacements des palonniers

5- CONCLUSIONS

Références bibliographiques :

- Boeing Flight Operations Technical Bulletin dated May 13th, 2002
- Airbus FCOM Bulletins

1-INTRODUCTION

L'enquête concernant l'accident de l'Airbus A300-600 d'American Airlines du 12 novembre 2001 a mis en lumière le fait que des braquages successifs et alternés de la gouverne de direction ont induit des charges entraînant la rupture de la partie fixe de l'empennage vertical.

Ce support de cours rappelle les hypothèses d'utilisation retenue lors de la phase de dimensionnement et de certification du plan fixe vertical et de la gouverne de direction.

On détaillera également le comportement dynamique d'un avion de transport autour de son axe de lacet et les cas de charge induits par certaines manœuvres.

On rappellera également les principes de fonctionnement des systèmes utilisés par les constructeurs pour limiter le débattement de la gouverne de direction en fonction de la vitesse de l'avion (Rudder Limiter).

Ce document est une trame de cours destiné à fournir les principaux éléments de réflexion aux pilotes.

Il devra être étoffé par les organismes de formation afin de traiter plus en détail, le cas échéant, les particularités propres aux avions utilisés par les exploitants.

Enfin, il pourra être utile de rappeler le fonctionnement des systèmes assurant l'amortissement autour de l'axe de lacet (Yaw Damper) qui intègrent le plus souvent la fonction de coordinateur de virage.

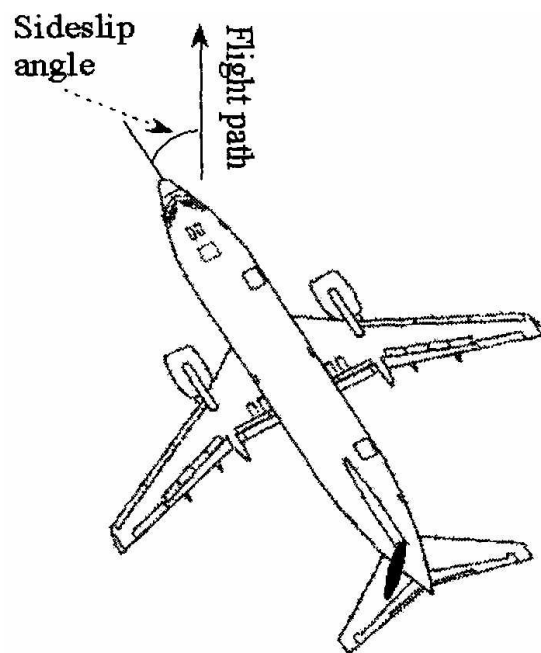
2- CONSIDÉRATIONS GÉNÉRALES SUR L'UTILISATION DE LA GOUVERNE DE DIRECTION

Les avions de transport modernes, et plus spécialement ceux possédant des réacteurs montés sous les ailes, possèdent des gouvernes de direction puissantes.

Ces gouvernes sont dimensionnées pour assurer le contrôle de l'avion autour de l'axe de lacet (contrôle directionnel) dans les cas suivants :

- panne moteur
- décollage et atterrissage avec du vent de travers

L'utilisation de la gouverne de direction induit un mouvement autour de l'axe de lacet qui entraîne l'apparition d'un angle de dérapage. Ce dérapage a pour conséquence l'apparition d'un mouvement de roulis (de même sens que le braquage de la direction). Ce mouvement de roulis induit intervient donc avec un léger retard par rapport au braquage de la direction.



Le dérapage est quelquefois difficile à percevoir sur les avions lourds et certains avions sont équipés avec des indicateurs de dérapage. L'indicateur de type « Bille » largement utilisé sur les avions est un indicateur d'accélération latérale et non d'angle de dérapage.

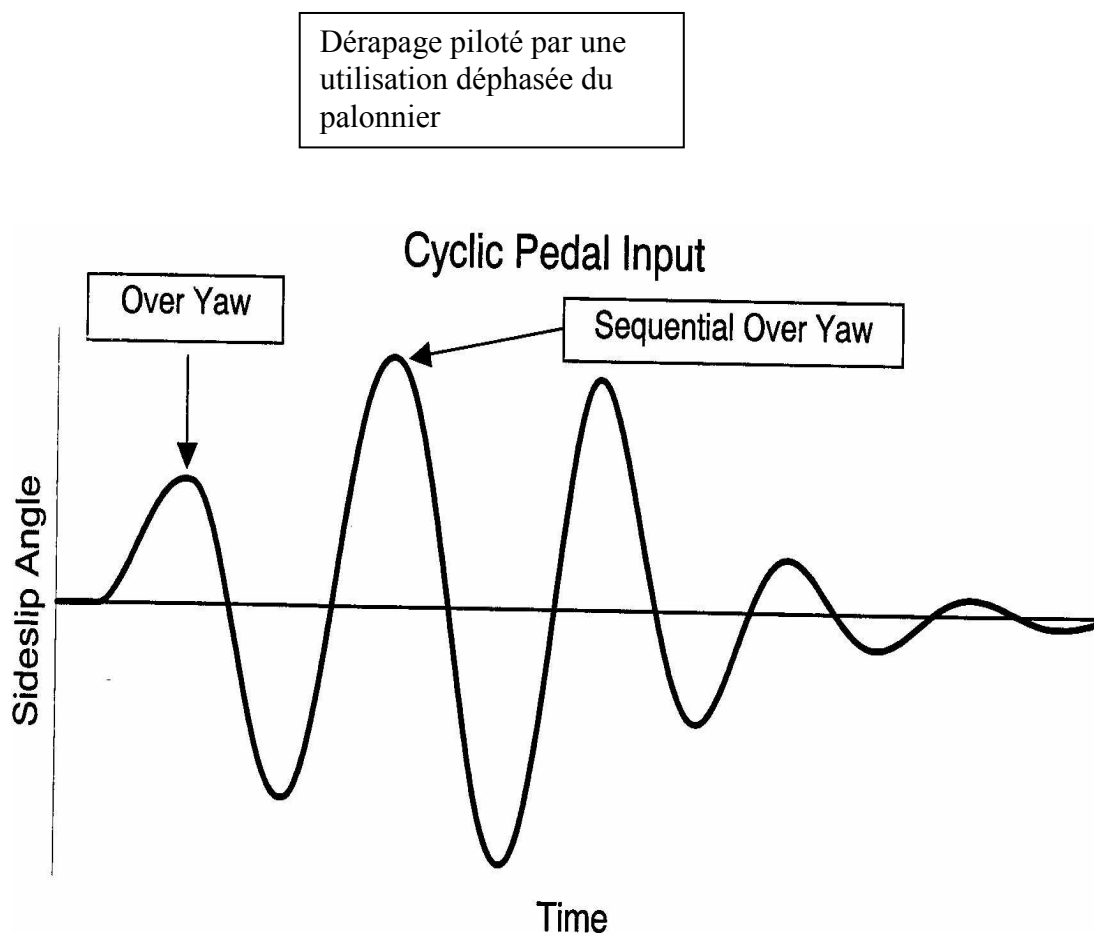
En raison de leur configuration aérodynamique (aile en flèche en particulier), l'effet de roulis induit par le dérapage est particulièrement sensible sur la plupart des avions de transport, par opposition aux avions légers (à aile droite)

pour lesquels l'effet de dérapage induit par la gouverne de direction est davantage perceptible que l'effet de roulis induit.

Lors d'un braquage abrupt de la gouverne de direction (et son maintien), l'angle de dérapage résultant de cette manœuvre va tout d'abord atteindre une valeur maximale avant de se stabiliser à une valeur d'équilibre. Cet angle maximal est appelé « overswing angle ».

Le roulis provoqué par l'utilisation de la gouverne de direction est proportionnel à l'angle de dérapage et non au braquage de la gouverne.

Le contrôle du roulis à l'aide de la gouverne de direction est difficile et peu recommandé en raison du délai qui existe entre l'application du pied et le roulis créé par le dérapage. Ce délai de réaction, lié à l'effet indirect de la direction sur le roulis, peut également induire un déphasage entre les actions successives du pilote et la réponse en dérapage de l'avion. Ce déphasage se traduit généralement par une amplification de la réponse en dérapage de l'avion.



3-EXIGENCES DE CERTIFICATION

3-1 Cas de chargement réglementaires

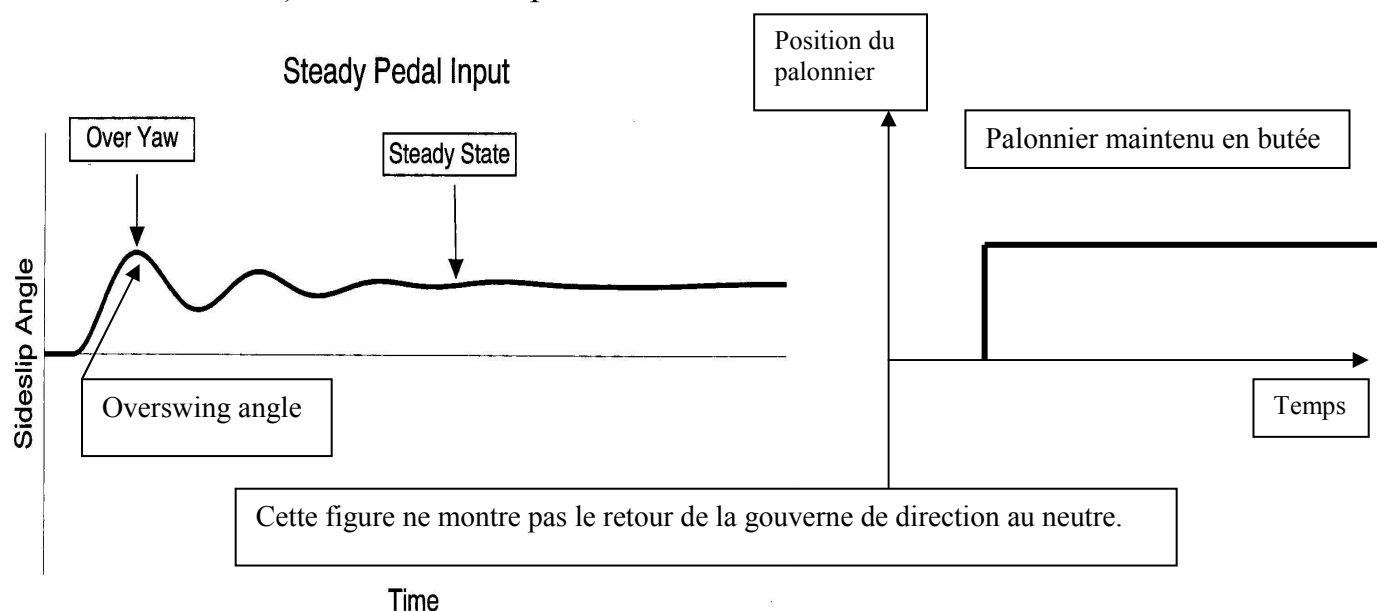
Les normes de certification FAR 25 et JAR 25 prévoient des cas de chargement forfaitaires pour dimensionner le plan fixe vertical et la gouverne de direction. Les conditions prévues par les codes de certification FAR et JAR 25 sont les suivantes :

- Paragraphe 25.351 Conditions de mise en dérapage maximal
- Paragraphe 25.341 Charges induites par les rafales et les turbulences
- Paragraphe 25.367 Charges asymétriques dues à la panne d'un moteur

Les exigences du §25.351 demandent que le constructeur démontre que la structure de l'avion et en particulier l'empennage vertical et la gouverne résistent aux efforts induits par les manœuvres suivantes avec des vitesses comprises entre V_{mca} et $V_a^{(1)}$, ou V_{mca} et V_{mo}/M_{mo} ou V_{mca} et $V_D/M_D^{(2)}$ suivant la date de conception de l'avion (donc de l'amendement de certification adopté) :

A partir d'un vol symétrique, en palier à vitesse constante,

- a) amener le palonnier en butée subitement, et le maintenir
- b) laisser l'avion évoluer l'angle de dérapage, qui va atteindre une valeur maximale avant de se stabiliser à une valeur d'équilibre
- c) ramener le palonnier au neutre



(1) : V_a est la vitesse de braquage maximale des gouvernes.

(2) : V_D/M_D est la vitesse maximale en piqué considérée pour les démonstrations de certification. Cette vitesse est supérieure à V_{mo}/M_{mo} .

Ces cas de chargement forfaitaires ne représentent pas nécessairement des cas de vol réels. Ils ont été choisis par le certificateur pour induire des distributions de charges représentatives et enveloppes sur les structures. Ces chargements sont utilisés depuis de nombreuses années pour dimensionner les structures et l'expérience en service montre qu'un niveau de sécurité acceptable est atteint par la sélection de ces modes de sollicitations.

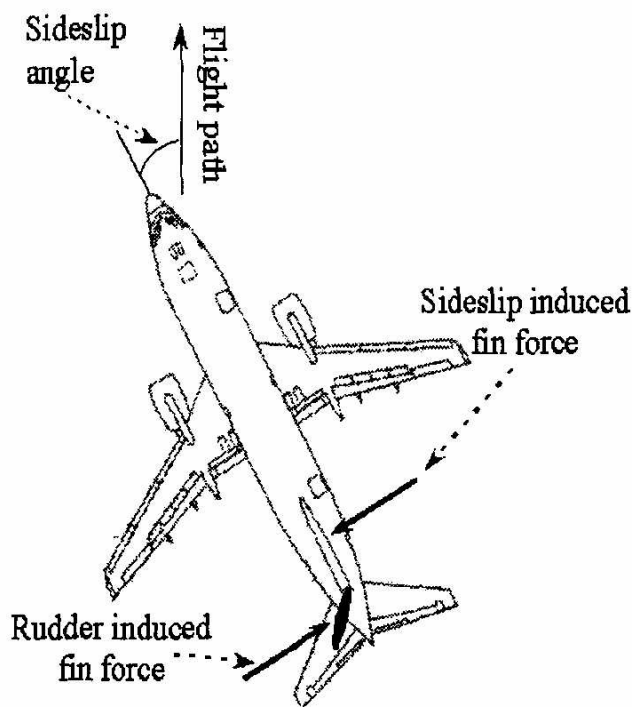
Les conditions du §25.367 relatifs aux charges induites sur la structure en cas de panne moteur tiennent compte d'un braquage de la gouverne de direction adapté pour contrer les effets de la panne. Ce braquage fait l'objet d'une estimation conservative. L'empennage vertical est dimensionné pour résister à ces cas de charges.

3-2 Cas de chargement non pris en compte

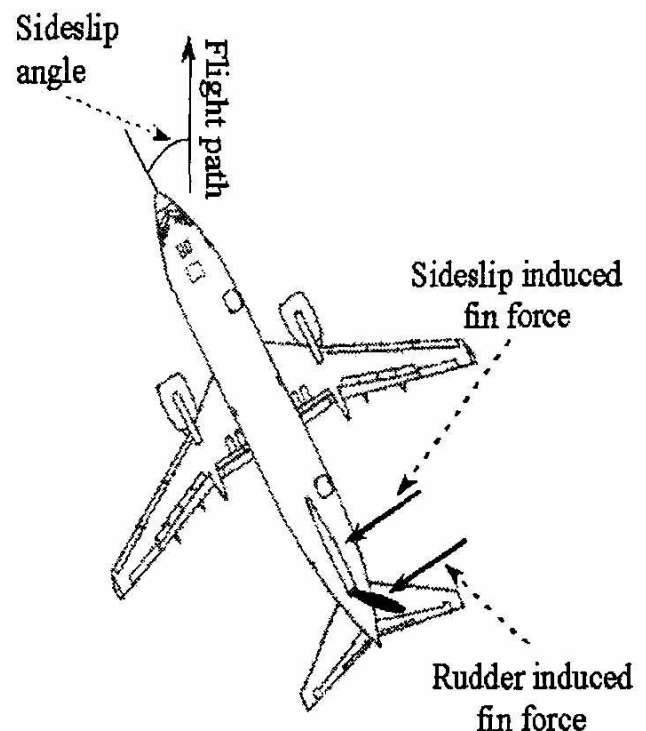
On comprend aisément qu'il est impossible de dimensionner les structures suivant tous les cas de chargement qu'il serait possible de générer en vol.

Ainsi, il n'a jamais été prévu de braquer la gouverne de direction brutalement et alternativement dès la mise en dérapage de l'avion.

Ce type de braquage induit des efforts cumulatifs sur la dérive qui peuvent entraîner un dépassement des charges extrêmes et des ruptures catastrophiques.

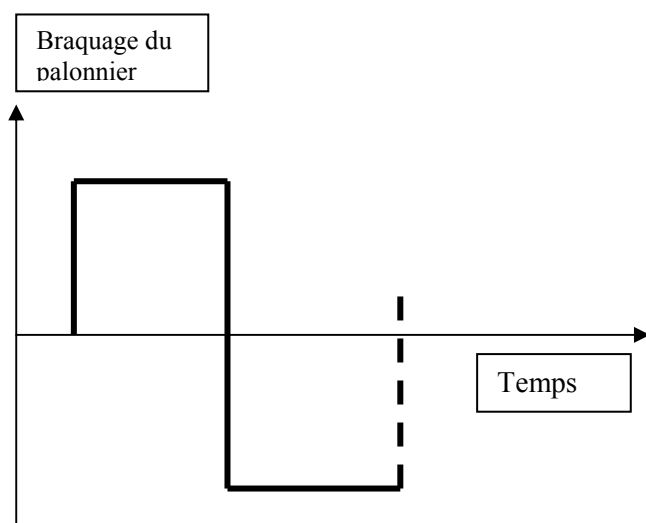


Avion mis en dérapage par du pied à gauche.



Palonnier à droite lorsque l'avion est en dérapage.

Le braquage des palonniers pour ce cas de figure serait le suivant :



Ce cas n'est pas couvert par la certification de l'avion.

Note : Il est important de souligner que dans le cas de l'accident du vol 587 d'American Airlines, plusieurs échelons de ce type ont été appliqués.

4-PRÉSENTATION DES SYSTÈMES LIMITEURS DE DÉBATTEMENT

4-1 Généralités

Les constructeurs ont été amenés à développer des systèmes limiteurs de débattement de la gouverne de direction afin de ne pas cumuler des braquages importants et des vitesses élevées qui pourraient conduire à des dépassement des limites structurales de l'empennage vertical (partie fixe et gouverne).

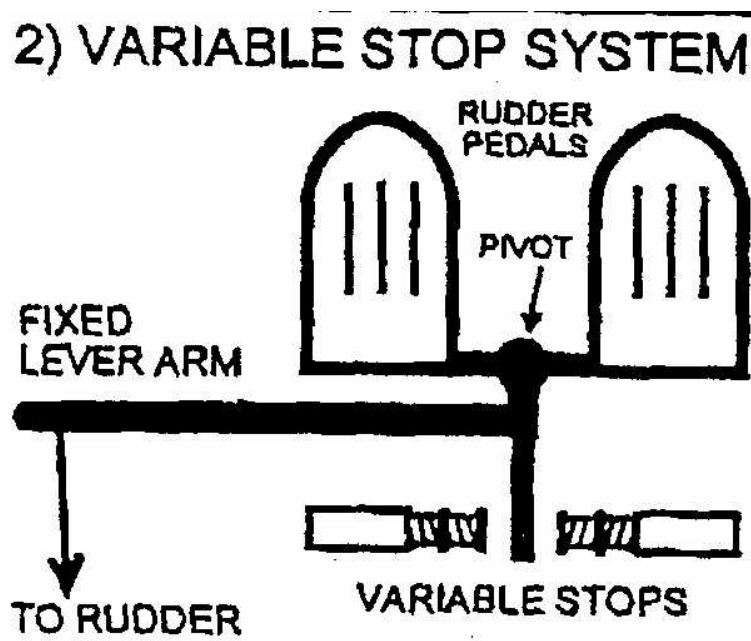
Ces systèmes limiteurs répondent également à des contraintes liées aux qualités de vol et de maniabilité des avions.

Les limiteurs assurent une protection efficace vis à vis des efforts induits dans les conditions retenues par les exigences de certification (cf. §3.1). **Ils ne sont pas conçus pour apporter une protection dans le cas d'un braquage alterné de la gouverne de direction.**

La chaîne de commande de la gouverne de direction est, en général, mécanique ; c'est-à-dire que les palonniers commandent des servomoteurs via des renvois mécaniques (câbles, bielles et poulies).

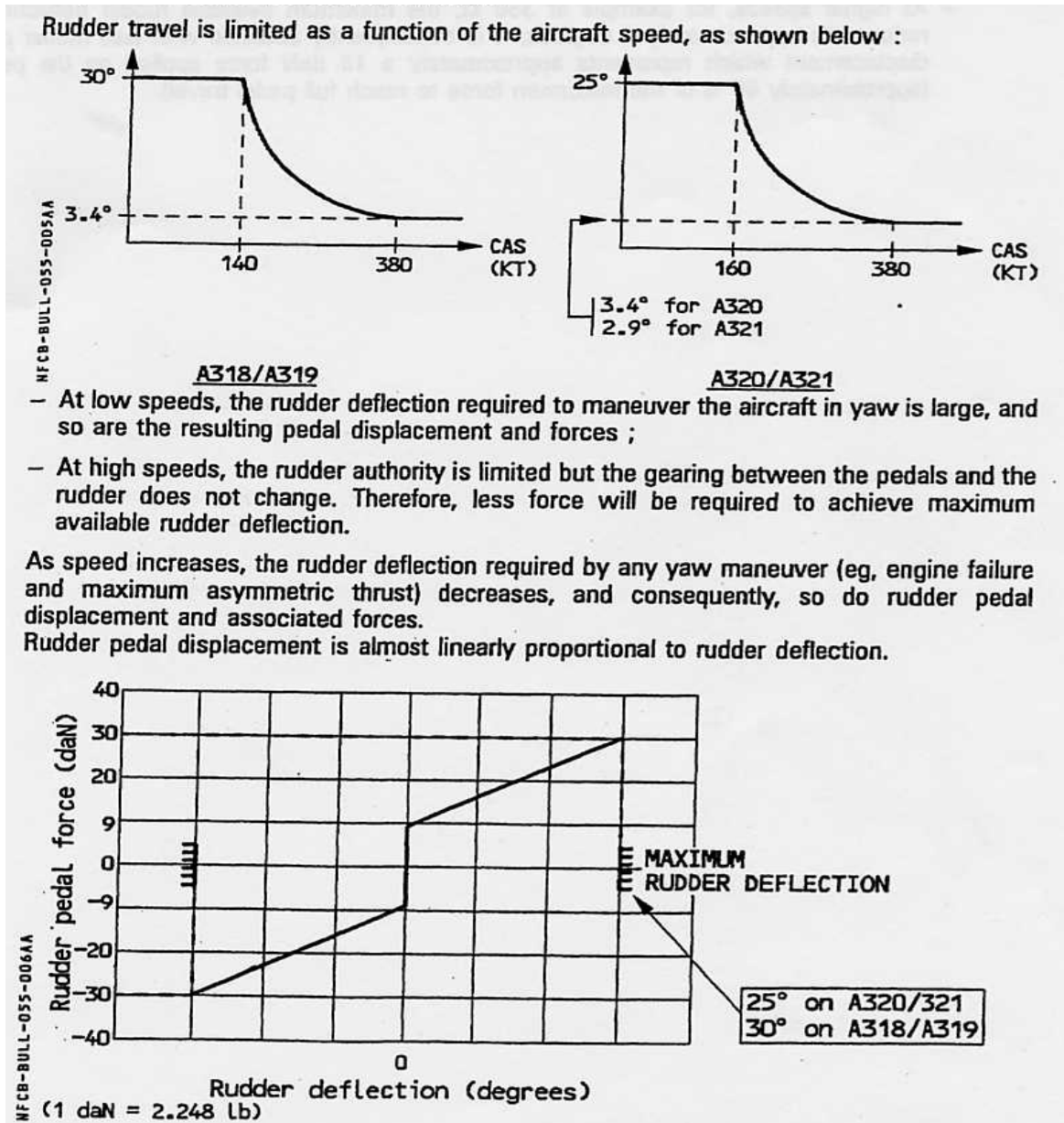
4-2 Système Travel Limiter Unit (TLU) ou Variable Stop System

Ce dispositif limite le braquage de la gouverne de direction en fonction de la vitesse en agissant sur les butées de débattement (de la gouverne ou des palonniers). Dans ce cas, il n'y a pas de système mécanique assurant le changement du gain entre les déplacements des palonniers et le braquage de la gouverne de direction (« fixed level arm »).



La limitation du débattement de la gouverne se traduit alors, pour les pilotes, par une limitation du débattement du palonnier. Les efforts aux palonniers étant restitués par un système à ressorts (c'est à dire que l'effort au pied est proportionnel à la course du palonnier), **l'effort exercé par le pilote sera plus faible pour atteindre le débattement maximal autorisé par le système à haute vitesse qu'à basse vitesse.**

À titre d'exemple, on présente les caractéristiques de fonctionnement du système TLU des avions de la famille A319/A320/A321 :

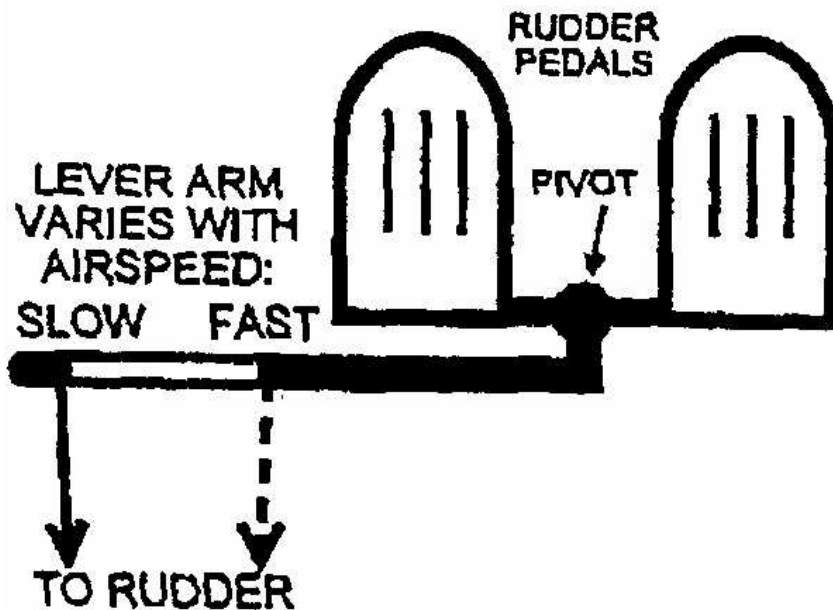


4-3 Système Variable Lever Arm (VLA) ou Ratio Changer System

Ce dispositif limite le braquage de la gouverne de direction en fonction de la vitesse à l'aide d'un dispositif mécanique (faisant varier un bras de levier interne) qui a pour effet de diminuer le débattement de la gouverne tout en conservant la course aux palonniers.

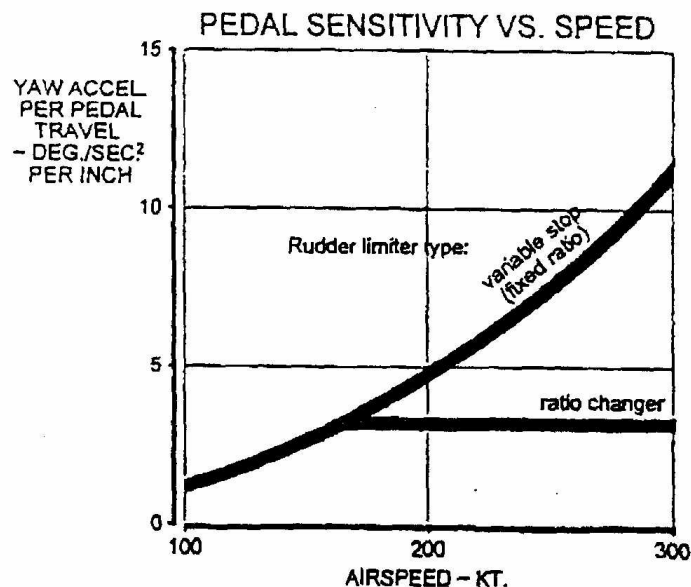
RUDDER LIMITERS

1) RATIO CHANGER SYSTEM



Dans ce cas, les efforts aux palonniers sont conservés, c'est à dire qu'ils ne varient pas avec la vitesse.

Le graphe ci-dessous montre la différence entre les deux systèmes de limiteurs :



4-4 Exemples d'efforts aux palonniers en fonction des déplacements

	V1 (135 kts)			250 kts			MMO (FL390)		
	Force au palonnier (lbs)	Déplacement du palonnier (inch)	Braquage de la direction (deg)	Force au palonnier (lbs)	Déplacement du palonnier (inch)	Braquage de la direction (deg)	Force au palonnier (lbs)	Déplacement du palonnier (inch)	Braquage de la direction (deg)
B747	80	4	30	80	4	12	80	4	8
B757	80	4	26	80	4	6	80	4	5
B767	80	3.6	26	80	3.6	8	80	3.6	7
B777	60	2.9	27	60	2.9	9	60	2.9	6
B707	70	2.3	24	100	1.3	9	100	1.1	7
<i>B717</i>	<i>75</i>	<i>3.3</i>	<i>29</i>	<i>65</i>	<i>1.6</i>	<i>13</i>	<i>40</i>	<i>0.5</i>	<i>4</i>
<i>B727</i>	<i>80</i>	<i>3</i>	<i>18</i>	<i>50</i>	<i>1.3</i>	<i>7</i>	<i>45</i>	<i>1.3</i>	<i>6</i>
<i>B737</i>	<i>70</i>	<i>2.8</i>	<i>18</i>	<i>50</i>	<i>1.0</i>	<i>4</i>	<i>50</i>	<i>1.0</i>	<i>4</i>
<i>DC8</i>	<i>85</i>	<i>3.6</i>	<i>32</i>	<i>65</i>	<i>1.5</i>	<i>13</i>	<i>60</i>	<i>1.0</i>	<i>8</i>
<i>DC9</i>	<i>75</i>	<i>2.6</i>	<i>22</i>	<i>60</i>	<i>1.1</i>	<i>8</i>	<i>30</i>	<i>0.4</i>	<i>3</i>
<i>MD80</i>	<i>75</i>	<i>2.6</i>	<i>22</i>	<i>60</i>	<i>1.1</i>	<i>8</i>	<i>30</i>	<i>0.4</i>	<i>3</i>
<i>MD90</i>	<i>75</i>	<i>3.3</i>	<i>29</i>	<i>65</i>	<i>1.6</i>	<i>13</i>	<i>40</i>	<i>0.5</i>	<i>4</i>
<i>DC10</i>	<i>80</i>	<i>3.8</i>	<i>23</i>	<i>65</i>	<i>2</i>	<i>14</i>	<i>55</i>	<i>1.5</i>	<i>9</i>
<i>MD11</i>	<i>80</i>	<i>3.8</i>	<i>23</i>	<i>65</i>	<i>2.2</i>	<i>15</i>	<i>60</i>	<i>1.7</i>	<i>11</i>

Les valeurs de ce tableau prouvent que les constructeurs ont utilisés les deux systèmes au cours de la conception des différentes familles d'avions.

5- CONCLUSIONS

La certification des avions couvre des cas forfaitaires d'utilisation de la gouverne de direction. Le cas d'un braquage rapide et alterné n'est pas pris en compte et peut induire des cas de charges entraînant la rupture.

Les avions sont munis de systèmes qui limitent les débattements de la gouverne de direction en fonction de la vitesse. Ces systèmes mécaniques sont classés en deux familles : Variable Stop System ou Ratio Changer Limiter.

Le Variable Stop System limite les débattements de la gouverne et la course aux palonniers ; de ce fait, les efforts aux pieds, pour un braquage de la gouverne en butée, décroissent avec la vitesse.

Le Ratio Changer Limiter conserve la course aux palonniers tout en diminuant les débattements de la gouverne. Les efforts pour braquer la gouverne en butée sont donc conservés.

Ces systèmes ne sont pas conçus pour protéger l'avion contre une utilisation alternée de la gouverne de direction.

L'utilisation de la gouverne de direction est prévue par les constructeurs en terme de charges et d'efficacité pour contrôler l'avion au décollage, à l'atterrissage et en cas de panne du moteur critique. Pour ces phases de vol, les vitesses de braquage des gouvernes (et plus particulièrement la gouverne de direction) et l'amplitude sont estimées de façon conservative.

Dans tous les cas, la gouverne de direction doit être utilisée en adaptant le braquage à l'effet désiré par le pilote.