

NOTE TECHNIQUE NASA



NASA TN D-7109

NASA TN D-7109

EFFET DU NOMBRE DE REYNOLDS ET DES NACELLES
MOTEUR SUR LES CARACTÉRISTIQUES DE DÉCROCHAGE
D'UN MODÈLE D'AVION LÉGER BIMOTEUR

par Vernard E. Lockwood

Centre de recherche Langley
Hampton, Va. 23365

1. N° de rapport NASA TN D-7109 4. Titre et sous-titre EFFET DU NOMBRE DE REYNOLDS ET DES NACELLES MOTEUR SUR LES CARACTÉRISTIQUES DE DÉCROCHAGE D'UN MODÈLE D'AVION LÉGER BIMOTEUR		3. N° de catalogue du destinataire
		5. Date du rapport Décembre 1972 6. Code de l'organisme exécutant
7. Auteur(s) Vernard E. Lockwood		8. No. du rapport de l'organisme exécutant L-8591
9. Nom et adresse de l'organisme exécutant NASA Centre de recherche Langley Hampton, Va. 23365		10. N° d'unité de travail 501-06-05-01
12. Nom et adresse de l'organisme parrain Administration nationale de l'aéronautique et de l'espace Washington, D.C. 20546		11. No. de contrat ou de subvention
		13. Type de rapport et période couverte Note technique
		14. Code de l'organisme parrain
15. Notes supplémentaires		
16. Résumé L'étude a été menée sur un modèle à l'échelle 1/18 d'un avion léger bimoteur. Les caractéristiques statiques longitudinales, latérales et directionnelles ont été obtenues à 0° et à ±50 de dérapage, pour un nombre de Mach d'environ 0.2. L'angle d'attaque a varié d'environ 20° à un nombre de Reynolds de 0.39 × 106 à 130 à un nombre de Reynolds de 3.7 × 106, basé sur la corde de référence. L'effet d'une transition fixée, des empennages vertical et horizontal, et des carénages de nacelle a été étudié.		
17. Mots clés (suggérés par l'auteur ou les auteurs) Caractéristiques du dièdre et directionnelles Modèle d'avion léger bimoteur Portance maximale Effets des nacelles Effets du nombre de Reynolds Caractéristiques de stabilité		18. Déclaration de distribution Non classifié - Diffusion illimitée
19. Classification de sécurité (de ce rapport) 20. Classification de sécurité (de cette page)		22. Prix* 21. Nombre de pages \$3.00 35
Non classifié	Non classifié	

EFFET DU NOMBRE DE REYNOLDS ET DES NACELLES MOTEUR SUR LES
CARACTÉRISTIQUES DE DÉCROCHAGE D'UN MODÈLE DE À
AVION LÉGER BIMOTEUR

Par Vernard E. Lockwood,
Langley Research Center

RÉSUMÉ

Une étude a été menée dans la soufflerie à pression à faible turbulence de Langley afin de déterminer l'effet du nombre de Reynolds sur les caractéristiques de décrochage d'un modèle à l'échelle 1/18 d'un avion léger bimoteur. L'étude a été réalisée à un nombre de Mach d'environ 0.2 sur une plage de nombres de Reynolds allant d'environ 0.39×10^6 à 3.7×10^6 , basée sur la corde de référence. Les caractéristiques statiques longitudinales, latérales et directionnelles ont été obtenues avec et sans nacelles doubles.

L'étude a montré que les coefficients de portance maximale augmentaient avec le nombre de Reynolds, les nacelles étant présentes ou absentes. La présence des nacelles sur le modèle entraînait une réduction de la portance à tous les nombres de Reynolds. Les coefficients de portance maximale du modèle sans nacelles concordaient favorablement avec les résultats obtenus sur une version grandeur nature de l'avion monomoteur, mais les coefficients de portance du modèle avec nacelles étaient inférieurs à ceux obtenus sur l'avion bimoteur. Les configurations avec et sans nacelles étaient longitudinalement stables, l'empennage fournissant d'importants moments de piqué au-dessus de la portance maximale. Le modèle sans nacelles avait un effet dièdre positif (valeurs négatives de gation; et le modèle avec nacelles avait un effet dièdre positif à de faibles nombres de Reynolds, mais à des nombres de Reynolds d'environ 3×10^6 et à des angles d'attaque supérieurs à 8° , le modèle avait un effet dièdre négatif. Ces résultats concordent qualitativement avec ceux obtenus lors d'essais antérieurs des avions grandeur nature. Le modèle possédait une stabilité directionnelle avec les nacelles présentes et absentes. sur toute la plage d'angles d'attaque et de nombres de Reynolds de l'étude- β

INTRODUCTION

Depuis plusieurs années, la National Aeronautics and Space Administration mène un programme visant à évaluer les qualités de vol d'un certain nombre d'avions d'aviation générale. Les résultats de ces études sont présentés dans les références 1 à 6. Des essais au NASA Flight Research Center et dans la soufflerie grandeur nature de Langley ont indiqué

certaines caractéristiques aérodynamiques défavorables dans la plage d'angles d'attaque de décrochage pour la configuration décrite dans la référence 2. Par exemple, les données de la référence 2 montrent une forte tendance au roulis dans la plage d'angles d'attaque proche de la portance maximale, qui serait due à l'écoulement asymétrique généré par des hélices tournant dans le même sens. Au cours de la période suivant la découverte de ces effets défavorables, il était souhaité de documenter de nombreux paramètres aérodynamiques, y compris les dérivées dynamiques au décrochage, et à cette fin un modèle de l'avion à l'échelle 1/6 a été construit et soumis à des essais statiques dans la soufflerie grandeur nature de Langley. . Les résultats de ces essais montrent des différences majeures de portance maximale et de dièdre effectif entre le modèle et l'avion. Les données du modèle à l'échelle 1/6 ont été obtenues à un nombre de Reynolds de 0.7×10^6 basé sur la corde aérodynamique moyenne, tandis que les données de l'avion ont été obtenues à un nombre de Reynolds de 2.96×10^6 . Un examen des données disponibles sur la portance des sections de profil aérodynamique (réfs. 7 et 8) indique une augmentation rapide des coefficients de portance maximale des sections avec le nombre de Reynolds, . . ce qui explique probablement la différence de coefficient de portance maximale entre le modèle et l'avion; toutefois, l'effet du nombre de Reynolds sur le coefficient de portance maximale ne peut pas être utilisé pour expliquer les différences observées dans l'effet dièdre. . Afin de résoudre ces deux questions, un petit modèle a été construit pour des essais dans la soufflerie à pression à faible turbulence de Langley couvrant la plage des nombres de Reynolds des deux études précédentes. Les résultats de ces essais sont présentés ici.

SYMBOLES

Les données contenues dans le présent document se réfèrent au système d'axes de stabilité tel qu'illustré à la figure 1. Le centre des moments du modèle est situé longitudinalement à 0.10 de la corde aérodynamique moyenne et verticalement à 0.20 de la corde aérodynamique moyenne sous la ligne de référence horizontale. Les symboles sont définis comme suit :

b	envergure, 0.6096 m
C_A	Force axiale coefficient de force axiale, qS
C_D	Traînée coefficient de traînée, qS Portance coefficient de portance, qS Moment de roulis coefficient de moment de roulis,
C_L	
C_{l_β}	déterminé à partir de $\beta = \pm 50$. (paramètre de dièdre effectif) $\Delta\beta =$

C_m Moment de tangage coefficient de moment de tangage, $qS\check{c}$

C_n Moment de lacet coefficient de moment de lacet, qSb

ΔC_n déterminé à partir de $\beta = \pm 50 = \Delta\beta$ $C_n\beta$

C_y C_y déterminé à partir de $\beta = \pm 50 = C_y \beta \Delta\beta$

Force latérale coefficient de force latérale, qS

$\bar{c}$ corde aérodynamique moyenne, 0.0847 m

c_l Portance de section
coefficient de portance, qS

i_l incidence de l'empennage horizontal, positive lorsque le bord de fuite est abaissé, deg

q pression dynamique de l'écoulement libre

R nombre de Reynolds basé sur $\check{c}$

S surface alaire, 0.05104 m^2

V_∞ vitesse de l'écoulement libre

α angle d'attaque de la ligne de référence du fuselage, deg

β angle de dérapage, positif lorsque le nez est à gauche, deg

Indice :

max **maximum**

Nomenclature du modèle :

B corps

F congé de nacelle

H empennage horizontal

N	nacelle
V	empennage vertical
O	aile

MODÈLE

Le modèle essayé était une version à l'échelle 1/18 de l'avion léger bimoteur à aile basse décrit dans les références 2 et 3. Un dessin en trois vues du modèle est présenté à la figure 2 et des photographies du modèle monté dans la soufflerie pressurisée à faible turbulence de Langley sont présentées à la figure 3. Le modèle avait une envergure de 0.6096 m, une corde aérodynamique moyenne-

dynamic chord of 0.0847 m, a wing area of 0.05104 m², and an aspect ratio of 7.28 based sur la projection du bord d'attaque extérieur à travers le fuselage. L'aile avait un profil aérodynamique NACA 642A215, une incidence de 20 par rapport à la ligne de référence du fuselage et un angle de dièdre de 5°. Le bord d'attaque de l'aile entre le fuselage et la nacelle moteur était en flèche arrière de 20°. Une fois la nacelle moteur retirée, le bord d'attaque en flèche se prolongeait jusqu'à environ 29 percent de la demi-envergure. Le panneau extérieur de l'aile n'était pas en flèche.

Le modèle était soutenu par une perche, ce qui a entraîné une augmentation de la largeur et de la profondeur du fuselage, comme indiqué à la figure 3. Cette modification a également réduit la surface exposée de l'empennage, les dimensions hors tout étant maintenues.

La modification de l'incidence de l'empennage horizontal a été obtenue en remplaçant l'empennage complet par un autre ayant une incidence incorporée. Des blocs de remplissage étaient également prévus pour être utilisés lorsque les empennages vertical et horizontal étaient retirés.

ESSAIS

L'étude a été réalisée dans la soufflerie pressurisée à faible turbulence de Langley à un nombre de Mach d'environ 0.2. Les essais ont été effectués à plusieurs nombres de Reynolds allant de 0.39×10^6 à 3.7×10^6 , basés sur la corde aérodynamique moyenne. Le modèle a été essayé à des angles de dérapage de 0 et ± 50 jusqu'à des angles d'attaque de 20° à faible nombre de Reynolds, diminuant jusqu'à 12° au nombre de Reynolds le plus élevé en raison des charges. Des bandes de transition d'environ 0.2 cm de large, de grain No. 240, ont été fixées au fuselage, aux nacelles et aux surfaces, comme indiqué à la figure 3. Le grain était placé à 0.5 cm derrière les surfaces du bord d'attaque, à environ 2.5 cm derrière le nez du fuselage et, sur les nacelles, à environ 4.3 cm derrière le nez. (On notera que la fig. 3 montre du grain appliqué autour du bord d'attaque, mais seule une étroite bande sur les surfaces supérieure et inférieure a effectivement été utilisée dans l'étude.)

MESURES ET CORRECTIONS

Les forces et les moments aérodynamiques ont été mesurés au moyen d'une balance électrique à jauges de contrainte à six composantes logée à l'intérieur du modèle. Des corrections ont été appliquées aux angles d'attaque et de dérapage mesurés afin de tenir compte des déflexions du dard et de la balance sous charge. Des corrections de frontière de jet et de blocage calculées respectivement selon les méthodes des références 9 et 10 ont été appliquées aux données. La force axiale a été ajustée à une condition de pression statique de l'écoulement libre à la base du modèle.

PRÉSENTATION DES DONNÉES

Les données obtenues dans la présente étude ainsi que celles obtenues lors d'études antérieures sont présentées dans les figures suivantes :

	Figure
Résumé des études antérieures	4 et 5
Caractéristiques longitudinales : Effet du nombre de Reynolds	6
Effet des nacelles de moteur	7
Effet du nombre de Reynolds sur la portance maximale	8
Effet de l'empennage horizontal	9
Caractéristiques latérales : Effet du nombre de Reynolds	10
Effet des nacelles de moteur et de la transition	11
Effet du carénage de nacelle et de l'empennage	12

DISCUSSION

Résumé des résultats antérieurs

De récentes études en soufflerie d'un avion léger bimoteur et d'un modèle à l'échelle 1/6 ont révélé des différences considérables dans les caractéristiques aérodynamiques aux angles d'attaque proches du décrochage. La plus importante de ces différences concerne la portance maximale

coefficient $C_{L_{max}}$ et une inversion du paramètre de dièdre effectif C_{L_R} comme illustré dans la figure 4. Ces données montrent que les coefficients de portance maximaux du modèle sont nettement inférieurs aux valeurs déterminées pour l'avion et que le paramètre de dièdre effectif du modèle est resté négatif, alors que celui de l'avion est devenu positif aux angles d'attaque élevés. On pourrait fort bien supposer que les différences des caractéristiques de portance sont associées aux différences de nombre de Reynolds des études, car les valeurs bidimensionnelles

les données obtenues des références 7 et 8 montrent de fortes augmentations du coefficient de portance maximal de section dans la plage de nombre de Reynolds considérée, comme l'indique $C_{l,max}$ figure 5. La question de savoir si cette augmentation du nombre de Reynolds est également responsable de l'inversion du dièdre effectif est très préoccupante. La présente étude a été entreprise afin de déterminer si les différences observées du dièdre effectif étaient dues au nombre de Reynolds, aux différences géométriques entre les configurations, ou à une combinaison des deux.

Étude présente

Caractéristiques longitudinales.- Les effets de la variation du nombre de Reynolds sur les caractéristiques aérodynamiques à dérapage nul sont présentés dans la figure 6(a) pour le modèle complet et dans la figure 6(b) avec les nacelles de moteur retirées. Les résultats des essais montrent, comme

serait attendu des caractéristiques de la section, une augmentation de $C_{l,max}$ avec

Nombre de Reynolds. Des augmentations significatives de la portance ont été observées entre les nombres de Reynolds de 0.39×10^6 et 1.91×10^6 , avec et sans nacelles. Les données de portance maximale sans les nacelles sont bien corrélées avec les données obtenues lors de l'étude de l'avion monomoteur de la référence 3, mais les données avec les nacelles sont considérablement inférieures aux valeurs obtenues lors d'essais en soufflerie de l'avion bimoteur (réf. 2), comme le montrent les figures 6(a) et 8. L'effet des nacelles de moteur est mieux illustré dans la figure 7 ; à tous les nombres de Reynolds, la présence des nacelles a entraîné une réduction du coefficient de portance maximal par rapport à l'aile nue. Il ressort des cassures des courbes de portance et de force axiale que l'ajout de nacelles provoque un décollement à un angle d'attaque plus faible (environ 40 inférieur). Une brève étude au moyen de fils indicateurs sur le modèle a montré qu'un décollement précoce se produisait sur l'aile près du bord de fuite entre le fuselage et les nacelles, où existe une zone d'expansion du tube de courant.

L'effet de l'empennage horizontal sur les caractéristiques aérodynamiques en tangage est présenté dans la figure 9 pour la configuration d'aile avec nacelles. Une stabilité longitudinale existait pour les configurations avec empennage, et l'empennage produisait d'importants moments de tangage piqueurs aux angles d'attaque les plus élevés.

Caractéristiques latérales-directionnelles.- Les effets du nombre de Reynolds, de la configuration du modèle et de bandes fixes de transition de couche limite sur les caractéristiques en dérapage sont présentés dans les figures 10, 11 et 12. Ces résultats montrent que le paramètre de dièdre effectif avec les nacelles est sensible au nombre de Reynolds aux angles d'attaque élevés. $C_{l\beta}$

Les données de la figure 10(a) montrent que le modèle sans nacelles présente un effet de dièdre favorable (valeurs négatives de β sur toute la plage d'angles d'attaque et de nombres de Reynolds, comme β on pouvait s'y attendre d'après les résultats des essais de l'avion monomoteur de la référence 4. En revanche, le modèle avec nacelles, bien que donnant des valeurs négatives de $C_{l\beta}$ à des valeurs plus faibles