

NASA TECHNICAL NOTE



NASA TN D-7109

NASA TN D-7109

EFFECT OF REYNOLDS NUMBER
AND ENGINE NACELLES ON THE
STALLING CHARACTERISTICS OF A MODEL
OF A TWIN-ENGINE LIGHT AIRPLANE

by Vernard E. Lockwood
Langley Research Center
Hampton, Va. 23365

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION • WASHINGTON, D. C. • DECEMBER 1972

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

ADMINISTRATION NATIONALE DE L'AÉRONAUTIQUE ET DE L'ESPACE • WASHINGTON, D. C. • DÉCEMBRE 1972

1. Report No. NASA TN D-7109		2. Government Accession No.		3. Recipient's Catalog No.	
4. Title and Subtitle EFFECT OF REYNOLDS NUMBER AND ENGINE NACELLES ON THE STALLING CHARACTERISTICS OF A MODEL OF A TWIN-ENGINE LIGHT AIRPLANE				5. Report Date December 1972	
				6. Performing Organization Code	
7. Author(s) Vernard E. Lockwood				8. Performing Organization Report No. L-8591	
9. Performing Organization Name and Address NASA Langley Research Center Hampton, Va. 23365				10. Work Unit No. 501-06-05-01	
				11. Contract or Grant No.	
12. Sponsoring Agency Name and Address National Aeronautics and Space Administration Washington, D.C. 20546				13. Type of Report and Period Covered Technical Note	
				14. Sponsoring Agency Code	
15. Supplementary Notes					
16. Abstract The investigation was made on a 1/18-scale model of a twin-engine light airplane. Static longitudinal, lateral, and directional characteristics were obtained at 0° and ±5° sideslip at a Mach number of about 0.2. The angle of attack varied from about 20° at a Reynolds number of 0.39 × 10 ⁶ to 13° at a Reynolds number of 3.7 × 10 ⁶ , based on the reference chord. The effect of fixed transition, vertical and horizontal tails, and nacelle fillets was studied.					
17. Key Words (Suggested by Author(s)) Dihedral and directional characteristics Light twin-engine airplane model Maximum lift Nacelle effects Reynolds number effects Stability characteristics				18. Distribution Statement Unclassified - Unlimited	
19. Security Classif. (of this report) Unclassified		20. Security Classif. (of this page) Unclassified		21. No. of Pages 35	
				22. Price* \$3.00	

* For sale by the National Technical Information Service, Springfield, Virginia 22151

1. N° de rapport NASA TN D-7109		2. No. d'enregistrement gouvernemental		3. N° de catalogue du destinataire	
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				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	
				11. No. de contrat ou de subvention	
12. Nom et adresse de l'organisme parrain Administration nationale de l'aéronautique et de l'espace Washington, D.C. 20546				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 × 10 ⁶ à 130 à un nombre de Reynolds de 3.7 × 10 ⁶ , 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)	
Non classifié		Non classifié		22. Prix* 21. Nombre de pages \$3.00 35	

* En vente auprès du National Technical Information Service, Springfield, Virginia 22151

EFFECT OF REYNOLDS NUMBER AND ENGINE NACELLES ON THE
STALLING CHARACTERISTICS OF A MODEL OF A
TWIN-ENGINE LIGHT AIRPLANE

By Vernard E. Lockwood
Langley Research Center

SUMMARY

An investigation has been made in the Langley low-turbulence pressure tunnel to determine the effect of Reynolds number on the stall characteristics of a 1/18-scale model of a twin-engine light airplane. The investigation was made at a Mach number of about 0.2 over a Reynolds number range from about 0.39×10^6 to 3.7×10^6 , based on the reference chord. Static longitudinal, lateral, and directional characteristics were obtained with and without twin nacelles.

The investigation showed that maximum lift coefficients increased with Reynolds number with the nacelles on or off. The presence of the nacelles on the model caused a reduction in lift at all Reynolds numbers. The maximum lift coefficients of the model without nacelles agreed favorably with results obtained on a version of the full-scale single-engine airplane, but the lift coefficients for the model with nacelles on were less than those obtained on the twin-engine airplane. The configurations with and without nacelles were longitudinally stable, the tail providing large pitch-down moments above maximum lift. The model with the nacelles off had positive dihedral effect (negative values of $C_{l\beta}$) throughout the angle-of-attack and Reynolds number range of the investigation; and the model with the nacelles on had a positive dihedral effect at low Reynolds numbers, but at Reynolds numbers of approximately 3×10^6 and at angles of attack greater than 8° , the model had a negative dihedral effect. These results are in qualitative agreement with those obtained in previous tests of the full-scale airplanes. The model possessed directional stability with nacelles on and off.

INTRODUCTION

For several years, the National Aeronautics and Space Administration has been conducting a program to evaluate the flying qualities of a number of general aviation airplanes. The results of these investigations are reported in references 1 to 6. Tests at the NASA Flight Research Center and in the Langley full-scale tunnel have indicated

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 $C_{l\beta}$); 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

some unfavorable aerodynamic characteristics in the stall angle-of-attack range for the configuration reported in reference 2. For example, the data of reference 2 show a strong rolling tendency in the angle-of-attack range near maximum lift which is thought to result from the asymmetric flow generated by propellers rotating in the same direction. During the time period after these adverse effects were discovered, it was desired to document many of the aerodynamic parameters including the dynamic derivatives at stall and for this purpose a 1/6-scale model of the airplane was constructed and statically tested in the Langley full-scale tunnel. The results of these tests show major differences in the maximum lift and effective dihedral between the model and the airplane. The data of the 1/6-scale model were obtained at a Reynolds number of 0.7×10^6 based on the mean aerodynamic chord whereas the airplane data were obtained at a Reynolds number of 2.96×10^6 . An examination of available airfoil section lift data (refs. 7 and 8) indicates a rapid increase in the maximum section lift coefficients with Reynolds number, which probably explains the difference in maximum lift coefficient between the model and airplane; however, the Reynolds number effect on maximum lift coefficient cannot be used to explain the differences noted in dihedral effect. To resolve both of these questions, a small model was constructed for tests in the Langley low-turbulence pressure tunnel covering the range of Reynolds numbers of the previous two investigations. The results of these tests are presented herein.

SYMBOLS

The data contained herein are referred to the stability axis system as shown in figure 1. The model moment center is located longitudinally at 0.10 of the mean aerodynamic chord and vertically 0.20 of the mean aerodynamic chord below the horizontal reference line. The symbols are defined as follows:

b	wing span, 0.6096 m
C_A	axial-force coefficient, $\frac{\text{Axial force}}{qS}$
C_D	drag coefficient, $\frac{\text{Drag}}{qS}$
C_L	lift coefficient, $\frac{\text{Lift}}{qS}$
$C_{l\beta}$	rolling-moment coefficient, $\frac{\text{Rolling moment}}{qSb}$
$C_{l\beta} = \frac{\Delta C_L}{\Delta \beta}$	determined from $\beta = \pm 5^\circ$ (effective dihedral parameter)

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	
$C_{l\beta}$	déterminé à partir de $\beta = \pm 5^\circ$. (paramètre de dièdre effectif) $\Delta \beta =$

C_m	pitching-moment coefficient, $\frac{\text{Pitching moment}}{qS\bar{c}}$
C_n	yawing-moment coefficient, $\frac{\text{Yawing moment}}{qSb}$
$C_{n\beta} = \frac{\Delta C_n}{\Delta \beta}$	determined from $\beta = \pm 5^\circ$
C_Y	side-force coefficient, $\frac{\text{Side force}}{qS}$
$C_{Y\beta} = \frac{\Delta C_Y}{\Delta \beta}$	determined from $\beta = \pm 5^\circ$
$\bar{c}$	mean aerodynamic chord, 0.0847 m
c_l	section lift coefficient, $\frac{\text{Lift}}{qS}$
i_t	horizontal-tail incidence, positive when trailing edge is down, deg
q	free-stream dynamic pressure
R	Reynolds number based on $\bar{c}$
S	wing area, 0.05104 m ²
V_∞	free-stream velocity
α	angle of attack of fuselage reference line, deg
β	angle of sideslip, positive when nose is to the left, deg

Subscript:

max	maximum
-----	---------

Model nomenclature:

B	body
F	nacelle fillet
H	horizontal tail

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 $\beta = \pm 5^\circ = \Delta \beta$
$C_{n\beta}$	déterminé à partir de $\beta = \pm 5^\circ = C_{n\beta} \Delta \beta$
C_Y	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	vertical tail
W	wing

MODEL

The model tested was a 1/18-scale version of the light twin-engine low-wing airplane described in references 2 and 3. A three-view drawing of the model is presented in figure 2 and photographs of the model mounted in the Langley low-turbulence pressure tunnel are presented in figure 3. The model had a wing span of 0.6096 m, a mean aerodynamic chord of 0.0847 m, a wing area of 0.05104 m^2 , and an aspect ratio of 7.28 based on the projection of the outboard leading edge through the fuselage. The wing had a NACA 64₂A215 airfoil section, a 2° incidence with respect to the fuselage reference line, and a dihedral angle of 5° . The wing leading edge between the fuselage and the engine nacelle was swept back 20° . With the engine nacelle removed, the sweptback leading edge extended to approximately 29 percent of the semispan. The outboard panel of the wing was unswept.

The model was supported by a sting which resulted in increasing the width and depth of the fuselage as shown in figure 3. This modification also reduced the exposed tail area as the overall dimensions were maintained.

Incidence change in the horizontal tail was obtained by replacing the complete tail with one having a built-in incidence. Filler blocks were also provided for use when the vertical and horizontal tail were removed.

TESTS

The investigation was made in the Langley low-turbulence pressure tunnel at a Mach number of approximately 0.2. The tests were made at several Reynolds numbers from 0.39×10^6 to 3.7×10^6 based on the mean aerodynamic chord. The model was tested at sideslip angles of 0° and $\pm 5^\circ$ up to angles of attack of 20° at low Reynolds number decreasing to 12° at highest Reynolds number because of loads. Transition strips approximately 0.2 cm wide of No. 240 grit were attached to the fuselage, nacelles, and surfaces as shown in figure 3. The grit was located 0.5 cm behind the leading-edge surfaces, about 2.5 cm behind the nose of the fuselage and on nacelles about 4.3 cm behind the nose. (It will be noted that fig. 3 shows grit applied around the leading edge but only a narrow strip on the upper and lower surface was actually used in the investigation.)

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 m^2 , 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 2° 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 $\pm 5^\circ$ 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.)

MEASUREMENTS AND CORRECTIONS

The aerodynamic forces and moments were measured by means of a six-component, electrical strain-gage balance housed within the model. Corrections were applied to the measured angles of attack and sideslip for the deflections of the sting and balance under load. Jet boundary and blockage corrections calculated by the methods of references 9 and 10, respectively, have been applied to the data. The axial force was adjusted to a condition of free-stream static pressure at the base of the model.

PRESENTATION OF DATA

Data obtained in the present investigation as well as data obtained in previous investigations are presented in the following figures:

	Figure
Summary of previous investigations	4 and 5
Longitudinal characteristics:	
Effect of Reynolds number	6
Effect of engine nacelles	7
Effect of Reynolds number on maximum lift	8
Effect of horizontal tail	9
Lateral characteristics:	
Effect of Reynolds number	10
Effect of engine nacelles and transition	11
Effect of nacelle fillet and tail	12

DISCUSSION

Summary of Previous Results

Recent wind-tunnel investigations of a twin-engine light airplane and a 1/6-scale model have disclosed considerable differences in the aerodynamic characteristics at angles of attack near stall. Most significant of these differences are the maximum lift coefficient $C_{L,max}$ and a reversal of the effective dihedral parameter $C_{l\beta}$ as illustrated in figure 4. These data show the maximum lift coefficients of the model are well below the values determined for the airplane and the effective dihedral parameter of the model remained negative, whereas that of the airplane became positive at high angles of attack. The differences in lift characteristics might well be assumed to be associated with the differences in the Reynolds number of the investigations because two-dimensional

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	
Effet des nacelles de moteur	6
Effet du nombre de Reynolds sur la portance maximale	7
Effet de l'empennage horizontal	8
.	9
Caractéristiques latérales : Effet du nombre de Reynolds	
Effet des nacelles de moteur et de la transition	10
Effet du carénage de nacelle et de l'empennage	11
.	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 $C_{T,max}$ et une inversion du paramètre de dièdre effectif $C_{l\beta}$ 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

data obtained from references 7 and 8 show large increases in maximum section lift coefficient $C_{l,max}$ in the range of Reynolds number under consideration as indicated in figure 5. Whether this increase in Reynolds number is also responsible for the reversal of effective dihedral is of great concern. The present investigation was initiated to determine whether the differences observed in effective dihedral were due to Reynolds number, geometric differences between the configurations, or a combination of both.

Present Investigation

Longitudinal characteristics.- The effects of varying the Reynolds number on the aerodynamic characteristics at zero sideslip are shown in figure 6(a) for the complete model and in figure 6(b) with the engine nacelles removed. The test results show, as would be expected from the section characteristics, an increase in $C_{L,max}$ with Reynolds number. Significant increases in lift were noted between Reynolds numbers of 0.39×10^6 and 1.91×10^6 with nacelles on and off. The maximum lift data with the nacelles off correlate well with the data obtained from the single-engine airplane investigation of reference 3 but the data with the nacelles on are considerably below the values obtained in tunnel tests of the twin-engine airplane (ref. 2) as shown in figures 6(a) and 8. The effect of engine nacelles is better illustrated in figure 7; at all Reynolds numbers the presence of the nacelle caused a reduction in the maximum lift coefficient compared with the plain wing. It is apparent from the breaks in the lift and the axial-force curves that the addition of nacelles causes a separation to occur at a lower angle of attack (approximately 4° lower). A brief tuft study of the model showed that early separation occurred on the wing near the trailing edge between the fuselage and the nacelles where there is a region of stream-tube expansion.

The effect of the horizontal tail on the aerodynamic characteristics in pitch is shown in figure 9 for the wing configuration with nacelles on. Longitudinal stability existed for tail-on configurations and the tail produced large nose-down pitching moments at the higher angles of attack.

Lateral-directional characteristics.- The effects of Reynolds number, model configuration, and fixed boundary-layer transition strips on the characteristics in sideslip are shown in figures 10, 11, and 12. These results show the effective dihedral parameter C_{l_β} with the nacelles on is sensitive to Reynolds number at high angles of attack. The data of figure 10(a) show the model with nacelles off having favorable dihedral effect (negative values of C_{l_β}) throughout the angle of attack and Reynolds number range as would be expected from the results of single-engine airplane tests of reference 4. In contrast, the model with nacelles on although giving negative values of C_{l_β} at lower

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_β}

Les données de la figure 10(a) montrent que le modèle sans nacelles présente un effet de dièdre favorable (valeurs négatives de C_{l_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_β} à des valeurs plus faibles