

雷诺数对大后掠小展弦比飞机纵向气动特性影响修正的工程计算方法

陈德华, 赵协和

(中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘要: 在非线性迎角范围内,雷诺数通过对机翼脱体涡和前机身体涡影响来改变飞机的纵向气动特性。由于现有风洞条件所限,在这一范围内,使用变雷诺数试验方法把试验数据外插到飞行值非常困难。为解决这一问题,本文给出了一种基于全尺寸飞行前缘雷诺数计算出外翼翼可得到的前缘推力系数,并通过风洞试验求出试验条件下机翼上可得到的前缘推力系数,从而获得雷诺数对气动特性影响量的工程计算方法。该方法适用于翼面产生脱体涡流型或脱体涡占优(涡破裂前)所引起的非线性问题。

关键词: 雷诺数;后掠角;展弦比;飞机;纵向气动特性;工程计算方法

中图分类号 V211 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-3124(1999)02-0083-07

An Engineering Calculation Method of the Effect of Reynolds Number on Longitudinal Aerodynamic Characteristics of Aircraft with High Sweep and Low Aspect Ratio

Chen Dehua, Zhao Xiehe

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000)

Abstract In the range of the nonlinear angles of attack, the longitudinal aerodynamic characteristics of aircraft is changed because of Reynolds number effects on the wing detached vortex and the front fuselage vortex. Limited by the present wind tunnel conditions, the test method of changing Reynolds number is applied. But it is very difficult to correct the test data to flight values in this range. This paper presents an engineering calculation method of effects of Reynolds number. Based on the leading-edge thrust coefficient of exposed wing in the condition of flight leading-edge Reynolds number of the full scale aircraft, the testing leading-edge thrust coefficient of wing is obtained by the wind tunnel experiment, thus the effect by Reynolds number is obtained. The method is only suitable for the

收稿日期: 1998-06-02

作者简介: 陈德华, (1960-),男,四川南溪人,研究室主任。

(C)1994-2021 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

nonlinear problem caused by detached vortex of wing before vortex breakdown.

Key words Reynolds number; sweep angle; aspect ratio; aircraft; longitudinal aerodynamic characteristics; engineering calculation method

0 引言

众所周知,雷诺数是风洞试验中最重要的相似参数之一。在风洞试验中,雷诺数对飞行器气动特性的影响一直是人们感兴趣的问题。由于现有风洞试验模型的缩尺比例太小,以致模型的试验雷诺数往往要比实际飞行雷诺数低一两个数量级,这种差异,将对流动型态产生影响,以及导致风洞试验与飞行值之间产生较大的差别。因此,对风洞试验数据必须进行雷诺数影响修正。然而,在非线性迎角范围内,雷诺数变化对飞行器气动特性的影响十分复杂,使用变雷诺数试验方法把试验数据外插到飞行值非常困难。本文给出了一种简便快捷实用的雷诺数影响修正的工程计算方法,解决了大后掠角小展弦比飞机在非线性迎角范围内,雷诺数对其气动特性影响的修正问题。该方法基于全尺寸飞机的飞行前缘雷诺数计算出外露翼可得到的前缘推力系数,并通过风洞试验求出试验条件下机翼可得到的前缘推力系数,从而获得雷诺数对飞机升致阻力系数的影响量,在计算中使用了吸力比拟方法,同时,还使用吸力比拟方法计算了雷诺数对升力系数的影响,进而求出雷诺数对俯仰力矩系数的影响。本文给出的这一工程计算方法适用于翼面上产生脱体涡流型或脱体涡占优(涡破裂前)所引起的非线性问题,即适用于具有大后掠小展弦比薄翼飞机在亚跨声速范围时的非线性问题。

1 雷诺数影响

在风洞试验中,缩尺模型的试验雷诺数远低于全尺寸飞行雷诺数。而雷诺数对粘性起重要作用或粘性的物面流动与外流的无粘流动相互作用较强的气动现象影响较大。因此,这一雷诺数差异,实际上反映了二者的气流粘性效应不同,且飞机表面边界层状态也不同。这必将对流动型态产生影响,导致风洞试验结果与飞行值之间差别明显。在线性迎角范围内,雷诺数主要是影响摩阻和机翼可得到的前缘推力。而在非线性迎角范围内,雷诺数除了影响摩阻和机翼可得到的前缘推力外,还将对机翼和前机身的非线性升力系数及俯仰力矩系数产生影响。在线性迎角范围内,雷诺数的增大将使翼尖区前缘边界层分离范围缩小,因而使机翼前缘推力损失减少。在产生非线性升力的迎角范围内,雷诺数是通过改变机翼的脱体涡及前体的体涡影响来改变飞机的升力系数、升致阻力系数及俯仰力矩系数。随着雷诺数增大,机翼前缘产生分离,从而使形成脱体涡的起始迎角变大(如图1所示),以致使机翼的非线性升力系数、可得到的前缘推力系数及俯仰力矩系数发生变化^[1~5]。同样,雷诺数对前体涡也产生影响,低雷诺数下由层流分离形成的体涡强度较大,高雷诺数下由紊流分离形成的体涡强度较小,从而导致前体的非线性升力系数、阻力系数及俯仰力矩系数发生变化。在非线性迎角范围内,即使在较大的雷诺数下,飞机机翼吸力参数会随 C_L 值增大而下降显著。因此,对于飞机在非线性迎角范围内的风洞试验数据必须进行雷诺数影响修正,有效的途径是采用工程计算方法来修正雷诺数对升力系数、升致阻力系数以及俯仰力矩系数的影响。

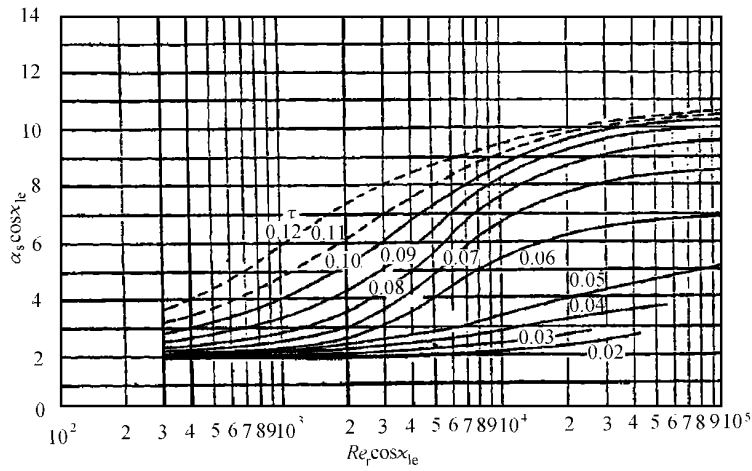


图 1 T_s 与 Re 关系曲线
Fig. 1 T_s vs Re

2 雷诺数影响的工程计算方法

2.1 雷诺数对升致阻力系数影响的计算

由于雷诺数对升致阻力系数的影响主要是通过对吸力影响而起作用,且尾翼和前机身的吸力非常小,雷诺数对其影响可以忽略不计。因此,可使用雷诺数对外露翼前缘推力系数的影响代替雷诺数对全机升致阻力系数的影响。在给定的 M 数和迎角 $T_{\infty i}$,雷诺数对全机升致阻力系数影响量的计算方法如下:

$$\Delta C_{D_{ln}} = C_{FSY} - C_{FFx} \tag{1}$$

式中 C_{FSY} 为 $\delta = 0^\circ$ 状态,由模型试验数据求得的全机前缘推力系数,即

$$C_{FSY} = C_{L\delta=0} \cdot \operatorname{tg} T_{\infty i} - C_{Di\delta=0} \tag{2}$$

式中 $C_{L\delta=0}$ 及 $C_{Di\delta=0}$ 值,系在 $T_{\infty i}$ 时由风洞试验的 $C_{L\delta=0} \sim \alpha$ 及 $C_{D\delta=0} \sim \alpha$ 曲线查取。式 (1) 中的 C_{FFx} 系在飞行雷诺数下,外露翼可得到的前缘推力系数,即

$$C_{FFx} = S_w / S \cdot K_{Te} \cdot K [\sin^2 T_{\infty i} - \sin^2 (T_{\infty i} - T_s)] \cos T_{\infty i} \tag{3}$$

式中 S_w 为外露翼面积, S 为机翼面积, K 系线化迎角条件下理论前缘推力比例因子,可根据飞行条件下,以外露翼平均气动弦长的前缘半径为参考长度的 Re ,由图 2 确定。 T_s 取决于机翼后掠角 i_w , 外露翼的平均相对厚度 \bar{c} 以及 Re ,其值可由图 1 所示曲线查取。

式 (3) 中 $T_{\infty i}$ 为机翼有效迎角,可按下式计算

$$T_{\infty i} = \arcsin [K_{W(B)} \sin T_{\infty i} + \sin \Delta T] \tag{4}$$

式中 $K_{W(B)}$ 为机身对机翼的干扰因子,与机身半径 r_m 和外露翼展长 L_w 有关,由图 3 所示的曲线确定。式中 ΔT 系前机身在非线迎角下体涡对机翼的下洗角,它可由文献 [6] 的方法计算,如果前机身长细比不大于 3,且迎角又不超过 15° ,则计算中可忽略 ΔT ;当前机身

长细比大于 3,迎角又超过 10°时,则要计及 ΔT_e 的影响,计算时雷诺数应取飞行雷诺数值
(3)式中 K_{Te} 系外露翼前缘推力因子,可按如下步骤计算:

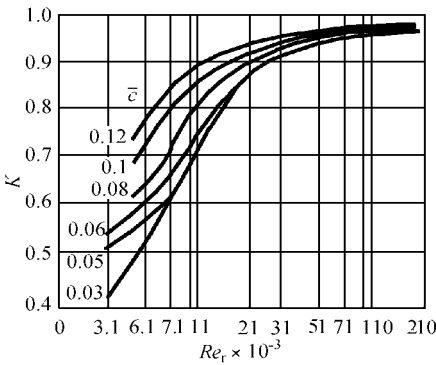


图2 线化迎角条件下前缘推力比例因子

Fig 2 Theoretical leading-edge thrust ratio factor
at linearized angles of attack

$$K_m = 1.24, \lambda \leq 2.0$$
$$= 1.24 - 0.183(\lambda - 2.0), 2.0 < \lambda \leq 4.5$$

令 $M = 0.80 \sim 0.85$,使用步骤 (2)的方法求出 $K_{PM=0.85}$,利用三点插值法,由 $K_{PM=0.80}$
 $K_{PM=0.85}$ 及 $K_{PM=1.0}$ 值求出该 M 数范围内所求 M 数下的 K_P 值,并用 (5)式即可求得相应
 M 数下的 K_{Te} 值

(4)计算 $M > 1.0$ 范围内 K_{Te}

$$M^* = 1/\sin(90^\circ - i_{le}) \tag{7}$$

当 $M > M^*$ 时

$$K_{Te} = 0 \tag{8}$$

当 $M \leq M^*$ 时

$$B = (M^2 - 1)^{1/2}$$

$$R = (1 - B^2 \cot^2 i_{le})^{1/2}$$

$$E(R) = \int_0^1 \left[(1 - R^2 x^2) / (1 - x^2) \right]^{1/2} dx$$

$$K_{Te} = \pi \lambda R / \{ 4 [E(R)]^2 \} \tag{9}$$

令 $g = \pi R / \{ 4 [E(R)]^2 \}$,则有

$$K_{Te} = \lambda g \tag{10}$$

式中 g 值可由文献 [7]的机翼 02.03.03篇的附图查取

上述方法只适用于前缘无拐折的简单平面形状机翼,对前缘带拐折的复杂平面形状

(1)计算外露翼的展弦比 λ 1/2弦线后掠角 $i_{1/2}$ 以及前缘后掠角 i_{le} 等几何参数。

(2)计算 $M \leq 0.85$ 范围内的 K_{Te} ,即

$$U = (1 - M^2)^{1/2}$$

$$K_{Te} = K_P - K_P^2 / (\pi \lambda)$$

$$K_P = 2C_\lambda \left\{ 2 + \left[\beta^2 \lambda^2 (1 + \tan^2 i_{1/2} / U^2) + 4 \right]^{1/2} \right\} \tag{5}$$

式中 K_P 为机翼线化位流升力线斜率

(3)计算 $0.85 < M \leq 1.0$ 范围的 K_{Te}

令

$$K_{PM=1.0} = 2\pi \lambda K_m \left[2 + (\lambda^2 + \tan^2 i_{1/2})^{1/2} \right] \tag{6}$$

其中,

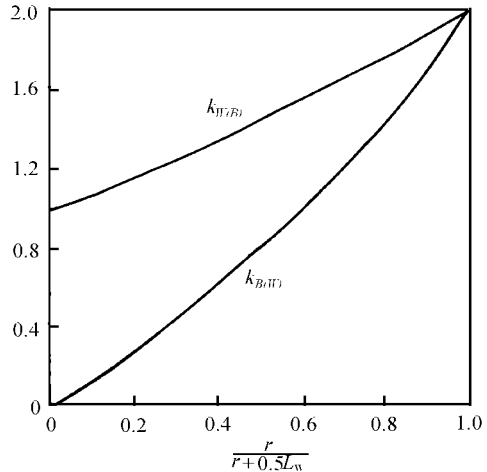


图3 翼身组合体干扰因子

Fig. 3 Interference factor of wing-fuselage
combinations

机翼可使用文献 [8] 中的方法或按文献 [9] 中的数值计算方法计算 K_{Tle}

2.2 雷诺数对升力系数和俯仰力矩系数影响计算

雷诺数对全机升力系数和俯仰力矩系数的影响,可采用下面的工程计算方法.

令雷诺数对升力系数和俯仰力矩系数的影响修正量分别为 ΔC_{LRe} 和 ΔC_{mRe} , 则

$$\begin{aligned}\Delta C_{LRe} &= \Delta C_{LReW} + \Delta C_{LReB} \\ \Delta C_{mRe} &= \Delta C_{mReW} + \Delta C_{mReB}\end{aligned}\tag{11}$$

式中 ΔC_{LReW} 、 ΔC_{mReW} 和 ΔC_{LReB} 、 ΔC_{mReB} 分别为雷诺数对机翼、机身的升力系数、俯仰力矩系数的影响修正量,此处忽略了雷诺数对尾翼的影响

对给定的 M 数和 α_∞ 有

$$\Delta C_{LReW} = S_W / S \cdot K_{TLe} \cdot K \cdot K_V [\sin^2(T_{gi} - T_s) - \sin^2(T_{gi} - T_{sy})] \cos T_{gi} / \cos i_{le}$$

式中 T_{sy} 是根据试验模型的前缘雷诺数确定的形成脱体涡的起始迎角,其值可用文献 [1, 2] 中的方法确定, K_V 可用文献 [10] 中的方法求出

借助文献 [6], 可以计算出机翼的脱体涡升力作用点在体轴系上的坐标 x_{vt} , 由 x_{vt} 及 ΔC_{LReW} 可得:

$$\Delta C_{mReW} = \Delta C_{LReW} [(x_T - x_{vt}) / L] \cos T_{gi}\tag{12}$$

式中 x_T 为选定的参考重心体轴系 X 坐标, L 为俯仰力矩参考长度(毛机翼展长)

使用文献 [6~ 11] 中的方法, 在给定 M 数和 α_∞ 条件下, 可以求出飞行雷诺数下前机身体涡产生的法向力系数 C_{Nvfx} , 同样也可以求出试验雷诺数下前机身体涡产生的法向力系数 C_{Nvsy} , 还可求出不随雷诺数而变的体涡在前机身产生法向力的作用点, 该作用点位于前体在水平面投影面面心上, 即体轴系坐标 x_{VB} . 若实验的流线雷诺数超过图 4 所示的超临界区域, 可不修正雷诺数对机身法向力及俯仰力矩的影响, 否则应予以修正. 流线雷诺数 Re 的计算公式如下:

$$Re_l = Re_0 [3/2 + 3 / (2 \sin T_{gi}) - 1 / (\sin T_{gi})^{1/2}] / 8\tag{13}$$

式中 Re_0 为以外露翼顶点前的机身最大宽度 D 为特征长度的雷诺数. 在求出以上各量后, 可按以下公式计算出 ΔC_{LReB} 及 ΔC_{mReB} 值, 即

$$\begin{aligned}\Delta C_{LReB} &= (C_{Nvfx} - C_{Nvsy}) \cos T_{gi} \\ \Delta C_{mReB} &= (C_{Nvfx} - C_{Nvsy}) (x_T - x_{VB}) / L \\ C_{Nvfx} - C_{Nvsy} &= 1.2 (K' - 1) A_P \sin^2 T_{gi} / S\end{aligned}\tag{14}$$

式中 A_P 为前体(外露翼顶点前的机身部分)在水平面的投影面积, K' 为 Re 数影响修正因子, 可由文献 [6] 的非线性 01.01.01 篇的附图查取

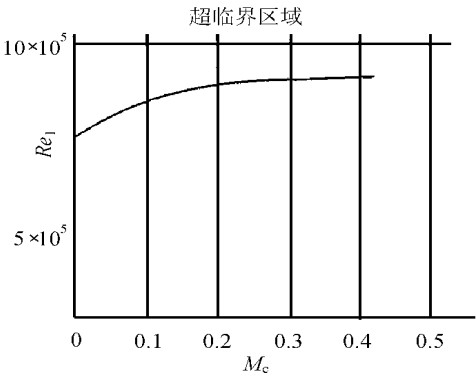


图 4 Re_l 与 M_c 关系曲线
Fig 4 Re_l vs M_c

3 计算修正结果

根据上述雷诺数对大后掠角小展弦比飞机纵向气动特性影响修正的计算方法,计算了在 $M=0.60\ 0.80\ 0.90$ 及 $M=1.20$ $T=6^\circ\sim 14^\circ$ 时,雷诺数对某小展弦比飞机的升力系数、升致阻力系数及俯仰力矩系数影响的修正量。计算修正条件是某全尺寸飞机,飞行高度 $H=5\text{km}$ 。雷诺数对该飞机的升力系数、升致阻力系数及俯仰力矩系数的影响量 $\Delta C_{L\alpha}$ 、 ΔC_{DRe} 及 ΔC_{mRe} 见表 1。

表 1 雷诺数对某飞机气动特性影响修正量

Tab. 1 The corrective values of Reynolds number influencing on airplane aerodynamic characteristics

$T(^{\circ})$	0.60			0.80			0.90			1.20		
	$-\Delta C_L$	$-\Delta C_D$	$-\Delta C_m$	$-\Delta C_L$	$-\Delta C_D$	$-\Delta C_m$	$-\Delta C_L$	$-\Delta C_D$	$-\Delta C_m$	$-\Delta C_L$	$-\Delta C_D$	$-\Delta C_m$
	(10^{-5})	(10^{-5})	(10^{-5})	(10^{-5})	(10^{-5})	(10^{-5})	(10^{-5})	(10^{-5})	(10^{-5})	(10^{-5})	(10^{-5})	(10^{-5})
6	160	417	14	129	572	12	272	640	28	28	226	3
8	465	1004	41	449	1310	43	579	1296	60	255	804	31
10	758	1584	66	762	2146	72	379	1947	91	478	1402	59
12	1041	2143	91	1065	2910	100	1174	2834	121	693	833	84
14	1312	2674	113	1354	3535	126	1441	3377	147	900	0	109

从表 1 可见,对所修正的四个 M 数,一般说来,雷诺数对全机升力系数、升致阻力系数及俯仰力矩系数的影响修正量随迎角增大而增加,亚声速 ($M=0.60$) 时雷诺数对全机俯仰力矩系数的影响高于跨声速 ($M=1.20$) 时雷诺数对全机俯仰力矩系数的影响。表 1 中 $T=6^\circ$ ($C_L=0.30$ 左右) 时,雷诺数对阻力系数的修正量与文献 [12] 中的雷诺数对阻力系数修正量大体相当,而文献 [12] 中的雷诺数影响修正量是使用线化迎角范围内的修正方法获得的。这表明,本文在 $C_L=0.30$ 左右,使用非线性修正方法与线性修正方法得到的修正结果是一致的。本修正方法已用于某飞机风洞试验数据综合修正,所修正结果与国内试飞值及国外资料值比较一致 [13],说明本文的修正方法是可行的。

参 考 文 献

1 赵协和. 圆前缘小展弦比薄翼、翼身组合体纵向气动特性(亚声速). CARD-2, 1981

2 赵协和. 圆前缘小展弦比薄翼、翼身组合体纵向气动特性(超声速). CARD-2, 1981

3 NASA-TND-8361, 1976

4 AIAA-Paper, 71-667, 1977

5 ESDU 66033, 1966

6 《航空气动力手册》第三册. 非线性篇. “7210”办公室出版

7 《航空气动力手册》第二册. 国防工业出版社出版, 1983

8 赵协和, 曾维琴. 高速飞机纵、横向气动力计算方法. CARD-2, 1991

9 赵协和, 伍开元等. 小展弦比弹翼亚音速非线性气动特性的计算. CARD-2, 1979

10 赵协和, 王侃. 尖锐边缘小展弦比薄翼的非线性力和力矩特性

11 杨在山, 张平. 单独弹身大攻角非线性法向力和俯仰力矩的计算. CARD-2, 1977

12 吴慰祖等. 《风洞与飞行相关性技术指南》第一分册, 飞机极曲线. 航空工业出版社, 1993

13 赵协和, 陈德华. 某飞机非线性极曲线综合修正研究. “7210”二十五周年纪念会文集 (1992-1997), 1997. 10