

亚声速组合体非线性升力干扰因子

尹 协 远

(中国科学技术大学, 力学系)

五十年代, Nielsen 等人在文献[1]中提出了“干扰因子”的概念, 用以计算组合体部件之间的气动力干扰. 他们的方法已成为目前通用的工程估算方法的基础. 六十年代, 纪楚群等同志综合和发展了 Nielsen^[1] 和列别捷夫^[2]等人的工作, 提出了一套计算手册^[3], 已为广大大气设计工作者熟悉和采用. 但是 Nielsen^[1] 给出的是线性升力“干扰因子”, 只适用于小攻角范围. 对于中等至大攻角范围, 由于体涡和翼涡产生的非线性升力之间的干扰目前尚无现成方法可循. 虽然 Nielsen 最近^[4]提出了非线性干扰因子的概念, 但他用的是数值解, 没有给出具体的干扰因子的算法. 其他作者们也提出了若干种组合体大攻角下的计算方法, 但大多数也是数值方法. 本文在“前缘吸力比拟”和“上洗”理论基础上, 提出了关于非线性干扰因子的计算方法, 得到相应的公式和曲线. 可以扩大现行手册的应用范围, 便于设计部门使用.

1. 非线性干扰因子 根据 Nielsen^[1] 建议, 组合体法向力可视为各部件法向力及其干扰量之和

$$C_{N(B+WB)} = C_{NB} + \{K_{W(B)P} + K_{B(W)P}\} C_{NW}^a \alpha \frac{S_W}{S_B} \quad (1)$$

式中 $K_{W(B)P}$ 和 $K_{B(W)P}$ 分别为有体存在时的翼及翼在体上诱导升力的干扰因子, 下标 P 表示线性部分的量. $K_{W(B)P}$ 和 $K_{B(W)P}$ 同[1].

根据“前缘吸力比拟”理论, 单独翼的法向力等于^[5]

$$C_{NW} = C_{NW}^a \sin \alpha \cos \alpha + (\tilde{K}_{VLE} + \tilde{K}_{VSE}) \sin^2 \alpha \quad (2)$$

$$\tilde{K}_{VLE} = C_{NW}^a \left(1 - \frac{C_{NW}^a}{\pi A} \right) / \cos \Lambda$$

$$\tilde{K}_{VSE} = 2 \left(\frac{c_t}{s_m} \right) \frac{(C_{NW}^a)^2}{\pi A}.$$

式中 $\tilde{K}_{VLE}$ 和 $\tilde{K}_{VSE}$ 分别为前缘涡和侧缘涡升力导数. 如果假定“吸力比拟”理论也适用于组合体的翼, 则这时要多出若干个非线性干扰因子

$$C_{N(B+WB)} = C_{NB} + \{ (K_{W(B)P} + K_{B(W)P}) C_{NW}^a \sin \alpha \cos \alpha + (K_{W(B), VLE} + K_{B(W), VLE}) \tilde{K}_{VLE} \sin^2 \alpha + (K_{W(B), VSE} + K_{B(W), VSE}) \tilde{K}_{VSE} \sin^2 \alpha \} \frac{S_W}{S_B} \quad (3)$$

其中各非线性干扰因子的定义分别为

本文于 1980 年 11 月收到.

$$K_{W(B),VLE} = \frac{C_{N_{W(B),VLE}}}{C_{N_{VLE}}}, \quad K_{B(W),VLE} = \frac{C_{N_{B(W),VLE}}}{C_{N_{VLE}}},$$

$$K_{W(B),VSE} = \frac{C_{N_{W(B),VSE}}}{C_{N_{VSE}}}, \quad K_{B(W),VSE} = \frac{C_{N_{B(W),VSE}}}{C_{N_{VSE}}}.$$

下标 VLE , VSE 分别表示由于翼前缘涡和侧缘涡引起的量。如果沿展向涡生法向力分布 $c(\eta)c_{nv}(\eta)$ 为已知, 则有

$$C_{N_{W(B),VLE}} = \frac{2}{S_W} \int_r^1 c(\eta)c_{nv}(\eta)d\eta. \quad (4)$$

$\eta = \frac{y}{s_m}$, $\xi = \frac{x}{c_r}$ 分别为展向和弦向无量纲距离,

$$\bar{r} = \frac{r}{s_m}, \quad \bar{c}(\eta) = \frac{c(y)}{c_r}, \quad \bar{S}_W = \frac{S_W}{s_m c_r}$$

分别为无量纲半径、弦长和翼面积 (以下将所有的“—”省掉), 见图 1。文献[5]中曾指出对于细长三角翼可近似地认为涡生法向力为线性分布。因为本文主要考虑组合体干扰因子, 所以对一般翼面仍假设前缘涡生法向力为线性分布, 即

$$c(\eta)c_{nv}(\eta) = \pi(\eta - r)\sin^2\alpha_\eta/\cos\Lambda. \quad (5)$$

$(\eta - r)$ 为从外露翼根弦量起的展向距离, α_η 为局部攻角, 因为这时机翼是处在机身引起的上洗流场之中。若认为体有足够的长度, 忽略头部效应, 则在横流平面内的对称水平面上局部攻角分布为

$$\sin\alpha_\eta = \left(1 + \frac{r^2}{\eta^2}\right)\sin\alpha_\infty \quad (6)$$

将(5)、(6)式代入(4)式运算后可得

$$K_{W(B),VLE} = \frac{2r^2}{(1-r)^2} \left\{ \frac{1}{3}r^3 - \frac{1}{2}r^2 + 2r - \frac{4}{3} - \frac{1}{r} + \frac{1}{2r^2} - 2\ln r \right\} \quad (7)$$

在体表面应满足运动学条件, 即表面应是流线。为此必须在体的放置相应的映象涡系。若在 η 处涡生法向力为 $c(\eta)c_{nv}(\eta)$, 则在其映象点 $\eta_1 = \frac{r^2}{\eta}$ 处有相等的涡生法向力。所以涡生法向力在体上诱导的附加法向力为

$$C_{N_{B(W),VLE}} = \frac{2}{S_W} \int_{r^2}^r c(\eta_1)c_{nv}(\eta_1)d\eta_1$$

因为 $d\eta_1 = -\frac{r^2}{\eta^2}d\eta$, $c(\eta_1)c_{nv}(\eta_1) = c(\eta)c_{nv}(\eta)$, 所以

$$C_{N_{B(W),VLE}} = \frac{2\pi}{S_W} \int_r^1 (\eta - r) \left(1 + \frac{r^2}{\eta^2}\right)^2 \frac{r^2}{\eta^2} d\eta$$

运算后得

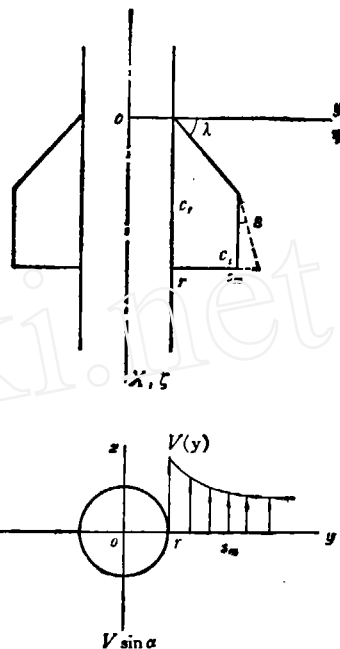


图1 几何尺寸示意图

$$K_{B(W),VLE} = \frac{2r^2}{(1-r)^2} \left\{ r - r^2 + \frac{2}{3} r^3 - \frac{1}{4} r^4 + \frac{1}{5} r^5 - \ln r - \frac{37}{60} \right\} \quad (8)$$

按照文献[5]的办法,将侧缘外偏 ε 角,变成前缘的一部分,当 ε 趋于零时可算出侧缘涡生法向力。

$$C_{N_{W(B),VSE}} = \frac{2\pi}{S_W} \lim_{\varepsilon \rightarrow 0} \left\{ \int_1^{1+c_s\varepsilon} (\eta - r) \left(1 + \frac{r^2}{\eta^2} \right)^2 / \operatorname{tg} \varepsilon d\eta \right\}$$

$$C_{N_{B(W),VSE}} = \frac{2\pi}{S_W} \lim_{\varepsilon \rightarrow 0} \left\{ \int_1^{1+c_s\varepsilon} (\eta - r) \left(1 + \frac{r^2}{\eta^2} \right)^2 \frac{r^2}{\eta^2} / \operatorname{tg} \varepsilon d\eta \right\}$$

所以

$$K_{W(B),VSE} = (1 + r^2)^2 \quad (9)$$

$$K_{B(W),VSE} = r^2(1 + r^2)^2 \quad (10)$$

同理可求出相应的压心位置

$$\xi_{W(B),VLE} = \frac{2\pi \tan \Lambda}{S_W C_{N_{W(B),VLE}}} \int_r^1 (\eta - r)^2 \left(1 + \frac{r^2}{\eta^2} \right)^2 d\eta$$

$$\xi_{B(W),VLE} = \frac{2\pi \tan \Lambda}{S_W C_{N_{B(W),VLE}}} \int_r^1 (\eta - r)^3 \left(1 + \frac{r^2}{\eta^2} \right)^2 \frac{r^2}{\eta^2} d\eta$$

所以

$$\xi_{W(B),VLE} = \frac{1}{K_{W(B),VLE}} \frac{2r^2}{(1-r)^3} \left\{ \frac{1}{3} - r + 3r^2 - 3r^4 + r^5 - \frac{1}{3}r^6 + 4r^3 \ln r \right\} \quad (11)$$

$$\xi_{B(W),VLE} = \frac{1}{K_{B(W),VLE}} \frac{2r^2}{(1-r)^3} \left\{ 1 + \frac{7}{10}r - 3r^2 + 2r^3 - r^4 + \frac{1}{2}r^5 - \frac{1}{5}r^6 + 2r \ln r \right\} \quad (12)$$

至于 $x'_{W(B),VSE}/c_s$ 及 $x'_{B(W),VSE}/c_s$ 可以同样求得

$$\frac{x'_{W(B),VSE}}{c_s} = \frac{x'_{B(W),VSE}}{c_s} = \frac{1}{2} \quad (13)$$

式中 x' 是从侧缘顶点量起的弦向距离。

(7)–(10)即为四个非线性干扰因子, (11)–(13)为其相应的压心位置。图 2—图 4 画出了它们随 $\left(\frac{r}{s_m}\right)$ 的变化,从图中可以看出非线性干扰因子的变化趋势同线性干扰因子 $K_{W(B)P}$ 及 $K_{B(W)P}$ 的大致相同。当 $\frac{r}{s_m} \rightarrow 0$ 时, $K_{W(B),VLE}$ 和 $K_{B(W),VSE} \rightarrow 1$, $K_{B(W),VLE}$ 和 $K_{B(W),VSE} \rightarrow 0$; 当 $\frac{r}{s_m} \rightarrow 1$ 时,它们均趋于 4。图 3 是翼前缘涡生法向力压心的相对移动量,如果单独翼的涡生法向力压心可以更精确地求出,则可提高 $x_{W(B),VLE}/c_r$ 的精度。

2. 算例和讨论 为验证本文所得结果的正确性,对文献[6]提供的数据进行了计算,并同文献[6]的计算方法进行了比较,(图 5)。文献[6]认为,对于一般翼面可以用一个等效矩形代替,只要 $\frac{r}{s_m}$ 相同,面积和面心位置相同,则有相同的法向力和力矩,他自己的实验数据说明了这一点,本文矩形翼和三角翼的两条计算曲线甚为接近。这也证实本

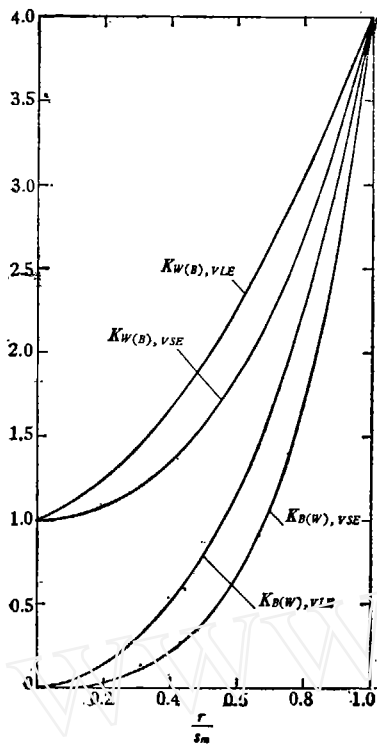


图2 组合体非线性干扰因子

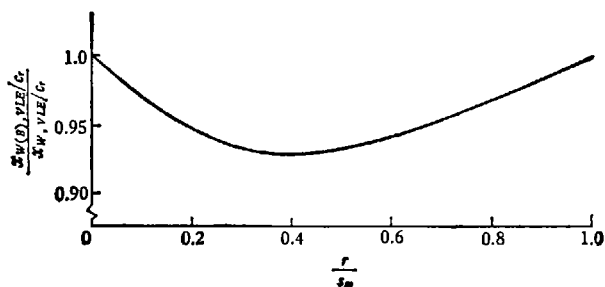


图3 有体存在时翼前缘涡生法向力压心的相对移动量

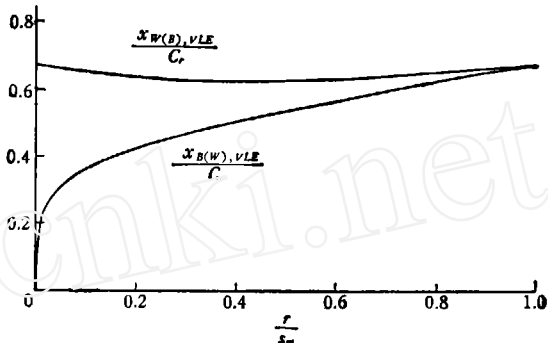
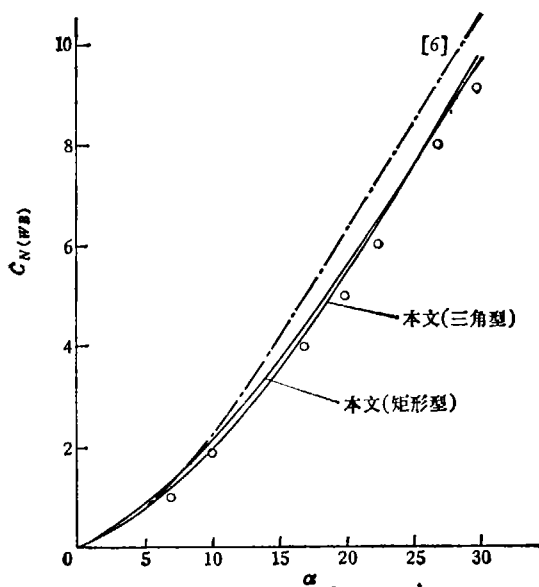
图4 有体存在时翼前缘涡生法向力压心 $\frac{x_W(B), VLE}{c_r}$ 及前缘涡在体上诱导法向力压心 $\frac{x_B(W), VLE}{c_r}$ 

图5(a) 翼体组合段法向力

⊙ $\frac{L}{D} = 12$ 的矩形翼及三角翼实验^[6]

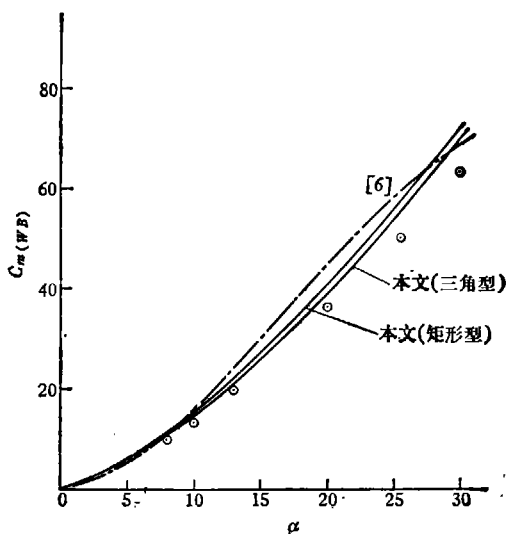


图5(b) 翼体组合段俯仰力矩

⊙ $\frac{L}{b} = 12.0$ 矩形翼和三角翼实验^[6]

文非线性干扰因子是可用的。

本文应用范围同“吸力比拟”理论一致。当攻角很大时,前缘涡会在翼面上“破裂”,此时“吸力比拟”本身已不能应用。特别是在跨声速和超声速下,大攻角流场十分复杂,文献[7]中指出此时干扰因子是攻角和马赫数的函数,目前尚未有成功的理论方法能够解决这个问题。此外,本文未考虑头部体涡对翼面的下洗影响。

参 考 文 献

- [1] Pitts, W. C., Nielsen, J. N., Kattar, G. E., NACA Rep. 1307(1957).
- [2] 列别捷夫等人,无人驾驶飞行器的飞行动力学,国防出版社(1964).
- [3] 纪楚群等人,有翼飞行器气动力计算手册,国防出版社(1979).
- [4] Nielsen, J. N., et al., NASA CR-2473 (1975).
- [5] 尹协远,航空学报,1, 1(1980), 1—6.
- [6] Thomson, K. D., Aeronautical Quarterly, XXVIII part 3 (1976.8).
- [7] Nielsen, J. N. AIAA paper 78—20.

THE INTERFERENCE FACTOR OF VORTEX LIFT OF WING-BODY COMBINATIONS AT SUBSONIC SPEED

Yin Xieyuan

(University of Science and Technology of China, Dept. of Mechanics)

Abstract

Based upon leading edge-suction analogy and upwash theory and following the concept of interference factors proposed by J. N. Nielson, a method for predicting the interference factors of vortex-lift due to separation flow along leading (or side) edges of wing-body combination at subsonic speed is presented.

Related formulas and curves are obtained. They have wider range of applicability than those available in current handbooks.