

文章编号: 1000-6893(2010)05-0909-05

一种联结翼布局气动特性的求解模型

楚亮¹, 马东立¹, 张朔², 马铁林²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

(2. 北京航空航天大学 无人机所, 北京 100191)

Solution Model for Aerodynamic Characteristics of Joined-wing Configuration

Chu Liang¹, Ma Dongli¹, Zhang Shuo², Ma Tielin²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of

Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

(2. Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of

Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘 要: 联结翼布局与常规布局相比具有结构重量轻、诱导阻力小、升力系数大和稳定性良好的特点。从升力线理论出发,引入普朗特对干扰因子的假设,推导出适合于平列式联结翼布局的气动求解模型,并给出了干扰因子的取值范围。该模型保持了工程估算方法所具有的简单、快捷的优势,与计算流体力学(CFD)计算结果的对比显示,模型具有较好的精度。研究表明,在机翼面积不变的情况下,增大前翼展弦比、展长比及翼隔可有效降低总诱导阻力,与单翼布局相比诱导阻力最大可降低 28%。

关键词: 联结翼; 气动模型; 干扰因子; 工程估算; 计算流体力学

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Abstract: The joined-wing configuration, as compared with the normal configuration, is characterized by low structural weight, small induced drag, big lift coefficient and good stability. Starting from the lifting line theory and introducing Prandtl assumption of interference factor, this article derives an aerodynamic solution model for parallel joined-wing layout, and provides the value range of its interference factor. This model retains the advantages of engineering estimation in simplicity and rapidity, and a comparison with the calculation results of computational fluid dynamics (CFD) indicates that the precision of this model is preferable. The results show that an increase of aspect ratio, span ratio and space of the front wing, while keeping the wing area invariable, could reduce the total induced drag effectively. The induced drag is reduced by 28% as compared with the single-wing configuration.

Key words: joined-wing; aerodynamics model; interference factor; engineering estimation; computational fluid dynamics

联结翼布局可以定义为一种前翼、后翼连接成在俯视图和前视图都构成菱形的串联式机翼布局^[1]。根据双翼空间布置形式的不同可分为平列式布局和后翼斜置式布局^[2]。后翼斜置式布局根据前、后翼联结方式的不同又可分为翼面直连式和翼尖小翼连接式。联结翼布局具有很多优势,主要表现在:较轻的结构重量、较高的强度刚度、较小的诱导阻力、较大的升力系数、良好的稳定性和操纵性。

联结翼布局在飞机上的应用研究在国外早已开展,针对此种布局的气动与结构设计都取得了很大进展^[1,3]。J. Wolkovitch 早在 1985 年就提出了联结翼布局的许多新特点。在此后的研究

中,多位学者对联结翼布局在气动、结构、颤振以及相互耦合关系方面进行了研究。国内学者针对联结翼布局的研究开展较晚,但也取得了初步的成效^[4-5],通过风洞试验与理论计算相结合的方式,获得了许多有参考价值的数据,但所选择的计算模型较为简单,不能完整地反映实际联结翼布局气动力的特点。本文的研究重点是通过计算分析给出一种联结翼布局的气动估算模型,能够快速对联结翼布局进行计算,明确各设计变量的物理意义,剔除对气动影响较小的部分。

1 联结翼布局特征参数

在分析联结翼布局的诱导阻力时,很多学者都采用了基于 Prandtl-Munk 对双翼机诱导阻力

的计算分析^[6]。L. Prandtl 提出两翼间的干扰因子 σ , 用以确定双翼机机翼效率系数。但与计算和试验结果对比发现采用这种方法计算出的翼展效率因子过小, 这主要是因为该理论假定前翼产生的脱体涡不破裂并和自由流平行^[1]。W. H. Munk 提出的假设过高地估计了后翼与前翼交错部位的下洗及上洗影响^[1]。本文采用升力线理论, 引入 L. Prandtl 对干扰因子的假设, 推导出适合于联结翼布局的估算方法以及干扰因子的取值范围。所选取的外形几何参数分别为: 前翼后掠角 χ_F , ($^\circ$); 后翼前掠角 χ_R , ($^\circ$); 前翼展 l_1 , mm; 后翼展 l_2 , mm; 展长比 μ ; 翼隔 G , %; 翼参差 L_C , mm; 平均气动力弦 b_A , mm; 翼差角 δ , ($^\circ$)。模型的俯视图和侧视图如图 1 所示。其中, 翼隔是指前、后翼 1/4 弦长处之间的高度差与平均气动力弦的比, 用百分比表示。翼参差是指前、后翼平均气动力弦间纵轴的距离, 与后掠角有直接关系, 后掠越大翼参差越大。翼差角是指两翼弦安装角间的差值, 后翼相对与前翼逆时针旋转所产生的安装角为正, 即前、后翼成 V 型布局。

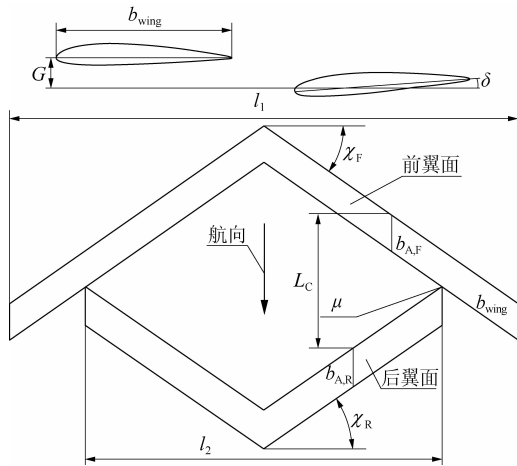


图 1 联结翼布局模型

Fig. 1 Model of joined-wing configuration

2 理论基础

由升力线理论可知, 机翼尾涡线在升力线上每一个向下的速度(即下洗速度)与来流速度 V_∞ 叠加在一起形成合速度 U , 即等效来流速度。这使得产生升力的迎角即等效迎角 α_{eff} 与几何迎角 α 相比, 减小了下洗角 ϵ , 如图 2 所示。

$$\alpha_{\text{eff}} = \alpha - \epsilon \quad (1)$$

当机翼上沿单位展长所受的力仍遵循二维翼型的儒可夫斯基升力定理, 则机翼受到的总合力可写成

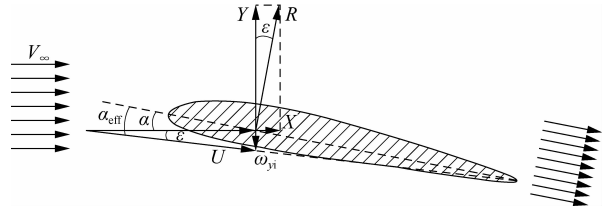


图 2 几何迎角、等效迎角及下洗角示意图

Fig. 2 Schematic of geometric and equivalent elevation angle and downwash angle

$$R = -\rho V_\infty \int_{-l/2}^{l/2} \Gamma(z) dz \quad (2)$$

由于 R 不是与无穷远来流垂直, 而是与下调了角度 ϵ 的流动方向垂直, 因此, 与来流垂直的力, 即升力为

$$L = \int_{-l/2}^{l/2} \cos \epsilon dR = -\int_{-l/2}^{l/2} \rho V_\infty \Gamma(z) \cos \epsilon dz \approx -\rho V_\infty \int_{-l/2}^{l/2} \Gamma(z) dz \quad (3)$$

与无穷远来流平行的力, 即诱导阻力为

$$D_i = \int_{-l/2}^{l/2} \sin \epsilon dR = -\int_{-l/2}^{l/2} \rho V_\infty \Gamma(z) \epsilon dz \approx -\rho V_\infty \int_{-l/2}^{l/2} \Gamma(z) \epsilon dz \quad (4)$$

在升力线任一展向位置上, 下洗角 ϵ 与当地下洗速度 ω_{yi} (向下为正) 的关系为

$$\epsilon = \arctan\left(\frac{\omega_{yi}}{V_\infty}\right) \approx \frac{\omega_{yi}}{V_\infty} \quad (5)$$

整理式(3)~式(5)可得^[7]

$$D_i = L \frac{\omega_{yi}}{V_\infty} \quad (6)$$

对于单翼面平直翼布局来说, 可以用一组相当的线涡流系统来代替一个物理机翼所产生的运动。对于联结翼布局也可以用两组相当的线涡流系统来代替, 而由后掠产生的附着涡则可通过对两翼间的干扰因子进行修正获得。这样就克服了升力线理论仅能分析后掠角度较小布局的缺点。同时, 模型计算流体力学(CFD)计算选取的巡航速度为马赫数为 0.6~0.8 之间, 因此下文中干扰因子 σ 就包含了对高速压缩性及后掠引起的附着涡对气动性能影响的修正。

由于前、后翼两组线涡流靠的很近, 它们彼此间将有干扰作用发生, 因此联结翼的总升力 L 大于前翼升力 L_1 与后翼升力 L_2 之和。总诱导阻力是由两翼的尾随涡流所产生, 而由翼隔产生的束缚涡流将影响两翼间的升力分配与升力线斜率。

3 求解模型

3.1 联结翼的诱导阻力

假设联结翼的各单位翼面上升力分布为椭圆形,则该联结翼的总诱导阻力可以表示为

$$D_i = D_{11} + D_{22} + D_{12} + D_{21} = L_1 \frac{\omega_{11}}{V_\infty} + L_2 \frac{\omega_{22}}{V_\infty} + L_2 \frac{\omega_{12}}{V_\infty} + L_1 \frac{\omega_{21}}{V_\infty} = \frac{1}{q\pi} \left(\frac{L_1^2}{l_1^2} + \frac{L_2^2}{l_2^2} + 2\sigma \frac{L_1 L_2}{l_1 l_2} \right) \quad (7)$$

式中: $\frac{\omega}{V_\infty} = \frac{L}{q\pi l^2}$, l 为前翼展或后翼展; q 为动压;

D_{11} 和 D_{22} 分别为前翼和后翼本身的诱导阻力; D_{12} 为前翼对后翼, D_{21} 为后翼对前翼产生的诱导阻力; ω_{11} 和 ω_{22} 分别为前翼和后翼本身在类似单翼布局时产生的诱导风速; ω_{12} 为前翼在后翼, ω_{21} 为后翼在前翼上产生的诱导风速。两翼间的干扰因子,与两翼展长比和翼隔有关。图 3 给出了经过大量数据分析得到的联结翼布局干扰因子 σ 与翼隔 G 及展长比 μ 的关系曲线。

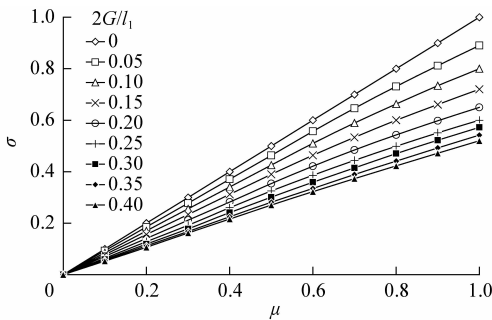


图 3 干扰因子与翼隔和展长比关系

Fig. 3 Relationship between interference factor and wing space and span ratio

干扰因子是通过对 CFD 计算数据的辨识获得的,数据库的建立是分别考虑了后掠角、几何展弦比、展长比、翼隔和翼差角计算得出的。各设计变量的取值范围分别是:后掠角 χ_F 为 $27^\circ \sim 45^\circ$;展长比 μ 为 $64\% \sim 100\%$;几何展弦比 λ_{ge} 为 $5.8 \sim 8.2$;翼隔 G 为 $10\% \sim 40\%$;翼差角 δ 为 $0^\circ \sim 3^\circ$ 。通过上述设计变量对布局气动性能的影响关系得出,在几何展弦比一定的情况下对布局影响最大的因素为展长比和翼隔。

前翼的升力可表示为 $L_1 = \gamma L$, γ 为两翼的升力分配比; $\mu = l_2/l_1$ 为两翼展长比,表示后翼展 l_2 与前翼展 l_1 的比率。将这两个系数代入式(7),

则总诱导阻力可写为

$$D_i = \frac{L^2}{\pi q l_1^2} \left[\frac{\gamma^2 \mu^2 + (1 - \gamma)^2 + 2\sigma\gamma(1 - \gamma)\mu}{\mu^2} \right] \quad (8)$$

由此可得到联结翼诱导阻力系数的表达式为

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\gamma\pi AR_1} \left[\frac{\gamma^2 \mu^2 + (1 - \gamma)^2 + 2\sigma\gamma(1 - \gamma)\mu}{\mu^2} \right] = \frac{C_L^2}{\pi AR_1 e} \quad (9)$$

式中: $e = \frac{\gamma\mu^2}{\gamma^2 \mu^2 + (1 - \gamma)^2 + 2\sigma\gamma(1 - \gamma)\mu}$; AR_1 为前翼展弦比。

3.2 联结翼的升力线斜率

当气流经过联结翼表面时,受两翼间尾涡的相互干扰,使得联结翼布局的有效迎角降低。同时,两翼间的束缚涡流也影响到流动曲度。因此,联结翼布局将比同等展弦比的单翼位于一个更大的几何迎角下。则联结翼的升力系数可表示为

$$C_L = C_{L\alpha} (\alpha - \varepsilon - \Delta\alpha) \quad (10)$$

式中: $C_{L\alpha}$ 为翼型升力线斜率; α 为联结翼几何迎角; $\Delta\alpha$ 为由前、后翼束缚涡流产生的迎角。

$$\varepsilon = \frac{\omega}{V_\infty} = \frac{C_L S}{\pi l_1^2} = \frac{C_L}{\gamma\pi AR_1} \quad (11)$$

$$\Delta\alpha = \frac{\Psi}{C_{L\alpha}} C_L \quad (12)$$

式中:

$$\Psi = \frac{(\sqrt{1 - Ma^2 + \tan \chi_F} + \sqrt{1 - Ma^2 + \tan \chi_R})}{16\pi}$$

$\left(\frac{b_A}{G}\right)^2$, 为束缚涡流的升力线坡度因子(考虑了空气压缩性的影响)。

将式(11)和式(12)代入式(10)可得

$$C_L = \frac{C_{L\alpha} \alpha}{1 + \frac{C_{L\alpha}}{\gamma\pi AR_1} + \Psi} \quad (13)$$

则联结翼布局的升力线斜率为

$$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = \frac{C_{L\alpha}}{1 + \frac{C_{L\alpha}}{\gamma\pi AR_1} + \Psi} \quad (14)$$

4 模型分析

在估算过程中,可认为升力分配比是前翼面

与总翼面面积比,则 $\gamma=S_1/S$,因此可推出其与展长比的关系式为

$$\gamma = \frac{1}{1+\mu} \quad (15)$$

将式(15)代入式(9)可得

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR_1 (1+\mu)\mu \cdot \frac{1+\mu}{2(1+\sigma)}} = k C_L^2 \quad (16)$$

式中: $k = \frac{2(1+\sigma)}{\pi AR_1 (1+\mu)^2 \mu}$,为翼展效率因子。

由式(16)可知,翼展效率因子与前翼展弦比和展长比成反比,与干扰因子成正比关系。图4给出了不同展长比下翼隔与 k 值间的响应关系,由图4可见随着翼隔间距的增加 k 值逐渐减小,在2倍于机翼平均气动力弦时,变化趋势减缓。由于增大翼隔意味着结构重量的加大,以及总体布置难度的提高,因此可以认为将翼隔高度选择在此,联结翼布局具有最优的性能。图5给出了不同翼隔下展长比与 k 值的响应关系。由图5看出,随着展长比的加大, k 值逐渐减小,可以理解为当前后翼翼展相同时,布局具有最佳气动效果。但从结构学的角度讲,当巡航速度较大时,机翼气

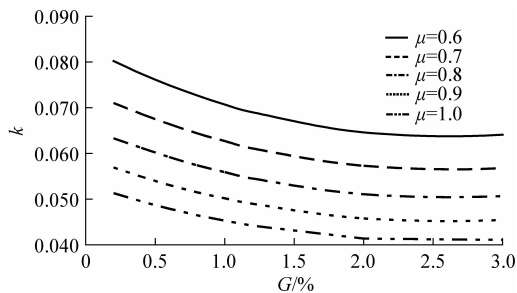


图4 不同展长比、翼隔与翼展效率因子变化曲线
Fig. 4 Curve of wing space changing with k at different span ratios

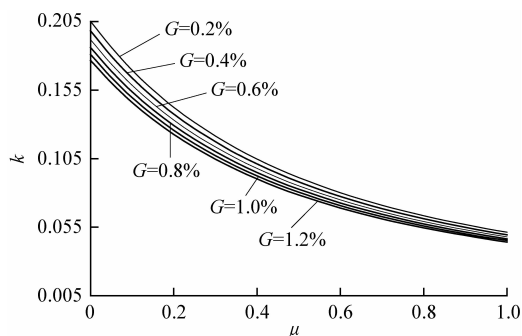


图5 不同翼隔、展长比与翼展效率因子变化曲线
Fig. 5 Curve of span ratio changing with k at different wing spaces

动载荷越大,采用翼内连接要比翼梢连接更轻,使得翼梢连接在气动上的优点被结构重量的增加所抵消。当巡航速度较小时,机翼气动载荷较小,翼尖联接则成为可行的方案。由图4可以看出,当展长比在0.6~1.0之间时, k 值变化幅度不大,因此在实际设计过程中,可将设计点选择在此范围内,以期达到全机的最优化。

翼参差对气动力的影响是次要的,通过分析计算结果,可知当其增大时可以略微提高 $C_{L_{max}}$,当翼参差增大10%, $C_{L_{max}}$ 将增大1%左右。

翼差角的作用是减小后翼的有效仰角,提高后翼的升力,研究表明当翼参差与翼差角共同作用时,可略微提高全机的 $C_{L_{max}}$ 。对于总体设计而言,可以认为当前、后翼后掠角在 $0^\circ \sim 15^\circ$ 时,翼差角为 2° 较为合适,超过 15° ,则设为 1° 。

5 应用实例

算例为一种典型的平列式联结翼布局,选取了前翼高于后翼的配置方式,计算状态为:巡航高度 $H=4$ km;巡航速度 $Ma=0.8$;几何计算迎角 $\alpha=-4^\circ \sim 10^\circ$ 。算例A和B的取值设计变量如表1所示。

表1 设计变量取值范围

Table 1 Range of design variables		
设计变量	算例 A	算例 B
$\chi_F, \chi_R/(^\circ)$	± 36	± 30
μ	0.64	0.94
AR_1	10.15	15.91
$G/\%$	0.35	0.25
$\delta/(^\circ)$	1	0

CFD 计算采用以三维 Euler 方程为控制方程。边界条件为:在物面上必须满足无穿透条件,即在物面上的法向速度分量为零;远场边界条件满足自由流条件;翼根剖面设为对称面;雷诺数 $Re = 3.18 \times 10^6$;计算残差收敛精度为 10^{-8} 。

通过图3给出的干扰因子与翼隔和展长比的关系可得出算例A、B的干扰因子 σ 值分别为0.5709和0.8782。

图6分别给出了两个算例升力系数和阻力系数随迎角变化的比较。其中图6(b)给出的是总阻力系数的计算与CFD对比结果,零升阻力的估算采用经验公式获得,详细过程见文献[8]。

通过与CFD计算数据的对比,在小迎角范围内估算模型具有较好的预测精度,能够满足布局

研究阶段的气动力预测需要。

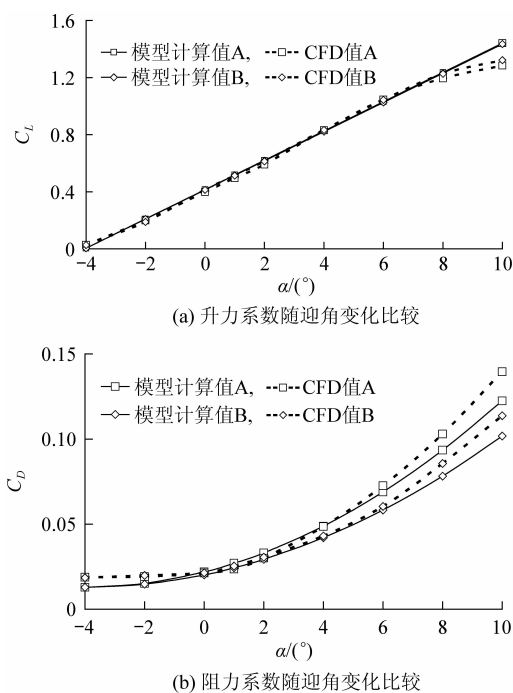


图6 升力系数和阻力系数随迎角变化的比较

Fig. 6 Comparisons of lift and drag coefficients changing with angles of attack

6 结论

(1) 本文给出的联结翼求解模型适用于平列式联翼布局;巡航速度: $Ma = 0.6 \sim 0.8$;前、后翼后掠角 $\chi = 26^\circ \sim 45^\circ$ 。

(2) 当两翼翼隔2倍于平均气动力弦,以及展长比增大时,布局具有最佳翼展效率因子,可有效降低总诱导阻力。

(3) 联结翼布局具有气动结构强耦合的特点,单纯从气动力的角度分析,无法得到系统级最优,因此在实际设计过程中需权衡考虑。

(4) 与单翼布局相比,在机翼面积、巡航速度一定,后掠角相同,前翼翼展不变的情况下,合理选择展长比与翼隔可使总诱导阻力降低10%~28%。

(5) 文中将升力比假设为面积比,但严格来说,此假设不准确,因为两翼间翼差角的不同,以及相互间的干扰影响到翼面的流动曲率,使得两翼面各自的有效迎角不相等,因此两翼的升力系数不能仅视其面积比来决定。但对于工程估算来说,本文所用的假设已能达到所需的精度。

参 考 文 献

- [1] Wolkovitch J. The joined wing—an overview[R]. AIAA-1985-274, 1985.
- [2] 李光里,李国文,黎军,等. 连接翼布局气动特性研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(4): 513-519.
Li Guangli, Li Guowen, Li Jun, et al. The aerodynamics investigation of the joined-wing configuration [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(4): 513-519. (in Chinese)
- [3] Perkins J N, Cheatwood F M, Vess R J, et al. The design and testing of several joined wing PRV's[R]. AIAA-1985-275, 1985.
- [4] 张晓萍,曾会华,余雄庆. CFD方法在联结翼飞机方案设计中的应用[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 763-768.
Zhang Xiaoping, Zeng Huihua, Yu Xiongqing. Application of CFD in conceptual design of joined-wing aircraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(6): 763-768. (in Chinese)
- [5] 雷娟棉,吴甲生. 钻石背弹翼外形参数对气动特性的影响[J]. 北京理工大学学报, 2006, 26(11): 945-948.
Lei Juanmian, Wu Jiasheng. Effect of diamond back wing geometric parameters to the aerodynamic characteristics [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2006, 26(11): 945-948. (in Chinese)
- [6] 柏宝义. 空气动力学[M]. 中坻: 国立中央大学出版社, 1975: 158-184.
Bai Baoyi. Aerodynamics[M]. Zhongli: National Central University Press, 1975: 158-184. (in Chinese)
- [7] 吴子牛,王兵,周睿. 空气动力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 2007: 135-144.
Wu Ziniu, Wang Bing, Zhou Rui. Aerodynamics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2007: 135-144. (in Chinese)
- [8] Егер С М. Проектирование Самолетов[M]. Москва: Машиностроение, 1983: 374-375. (in Russian)

作者简介:

楚亮(1980—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计、优化设计、无人机技术。

Tel:010-82338635

E-mail:jjcl0623@126.com

马东立(1966—) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计、隐身设计、效能评估、无人机技术。

Tel:010-82317494

E-mail:madonglibuaa@126.com

(编辑:赵利)