大展弦比飞翼布局飞机新型操纵面设计

马 超 李 林 王立新

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 大展弦比飞翼布局飞机取消常规布局的安定面和操纵面,本体的动态特性出现许多不足. 介绍了在该新布局飞机上采用的升降副翼和开裂式方向舵等新型操纵面的气动特点,并在计算空气动力学的基础上分析了其三轴控制效率. 引进舵容量的概念提出了操纵面的参数化设计方法,基于飞机的可控性对各新型操纵面的操纵效率需求进行了评估,最终对某型飞机的操纵面初步设计进行了修正. 研究结果为飞翼布局飞机的操纵面设计提供了一套实用的方法.

关 键 词: 飞翼布局; 飞行动力学; 操纵面设计; 控制能力

中图分类号: V 22

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2007)02-0149-05

Design of innovative control surfaces of flying wing aircrafts with large ratio aspect

Ma Chao Li Lin Wang Lixin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Because the flying wing aircraft with large aspect ratio cancels the traditional stabilizers and control surfaces which are used in traditional configuration, many disadvantages of dynamic characteristic arise. The aerodynamics characteristic of the innovative control surfaces which are implemented on the flying wing aircraft with large aspect ratio were introduced, and elevon and split rudder were involved. And the control effects on three axis were analyzed basing on computetional fluid dynamics(CFD) method. The concept of control volume was imported to introduce parameters-based method of control surfaces design. The control effect requirements of the control surfaces were also evaluated. The original design of certain aircraft's control surfaces was modified. An practical suit of steps for control surfaces design which can be used in flying wing aircraft with large aspect ratio has been provided.

Key words: flying wing configuration; flight dynamics; control surface design; controllability

飞翼布局的无尾飞机取消了平尾和升降舵以及垂尾和方向舵,雷达散射截面 RCS(Radar Cross Section)得到了大幅减缩,却要求飞机具有理想控制效率的新型操纵面或推力矢量装置来实现飞机良好的操纵性[1]. 多组升降副翼和一组开裂式方向舵的组合成为大展弦比飞翼布局飞机的典型操纵面配置方案,在国外的型号 B-2 轰炸机和研究中的 BWB 飞机[2]上得到了成功的应用.

与常规飞机的不同在于,无尾飞翼布局飞机的操纵面不仅要提供足够的控制力来源,同时还在控制系统的作用下保证飞机的稳定性要求. 本文引入操纵面容量的概念来表征操纵面的设计操纵能力,并从理论上提出对飞翼布局设计操纵面的效率需求进行评估的方法.

1 操纵面型式特点

1.1 典型配置

大展弦比飞翼布局飞机操纵面配置多采用开

收稿日期: 2006-03-10

基金项目: "973"国家安全重大基础资助项目

作者简介: 马 超(1983-),男,江西南昌人,博士生, machao@ase.buaa.edu.cn.

裂式方向舵/翼尖方向舵和多组升降副翼组合的方式,阵风减缓系统可以由海狸尾俯仰操纵面/前缘襟翼和升降副翼组成.如图 1所示.开裂式方向舵或翼尖方向舵主要产生偏航控制力矩,升降副翼主要用于提供飞机的纵向和横向控制力矩.

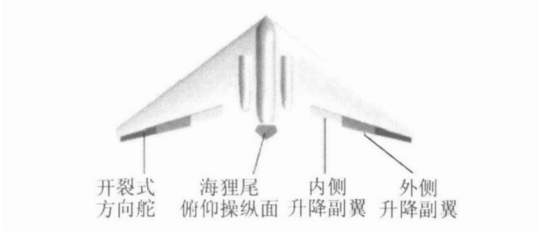


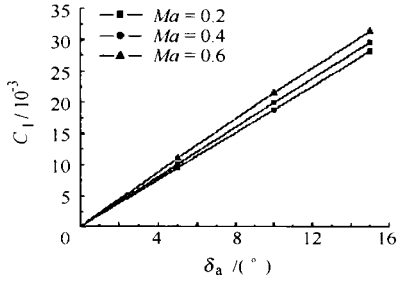
图 1 大展弦比飞翼布局操纵面典型配置

1.2 升降副翼气动特点

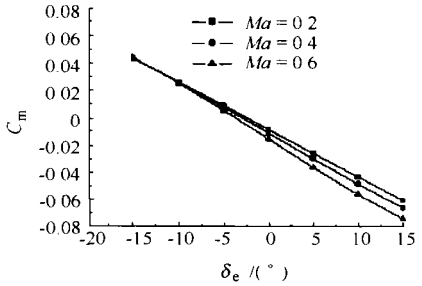
以前后缘均为单后掠角的大展弦比无尾飞翼布局为基本构型进行分析,最早提出能操纵此构型的方案就是升降副翼(Elevon),而且认为升降副翼至少是完全可以实现俯仰和滚转轴的操纵,因此可以被称为单一操纵系统[3].

当升降副翼差动偏转时产生副翼的效应,当联动时产生升降舵的效应.飞翼布局为大后掠和大展长时纵向和横向的操纵效率都比较高,这是因为纵横向的操纵力臂较大的缘故.实际上仅由升降副翼来控制飞机是不足的,有时甚至是危险的,因此现代飞翼无尾布局飞机采用 3组或更多升降副翼,使飞行操纵能纵横向解耦,并达到相应品质规范要求的操纵效率.

如图 2所示,对某型大展弦比飞机的一侧升降副翼进行CFD计算,在升降副翼的适当偏转范围内,操纵力矩与偏角近似成线性关系,而且 C_l, C_m 在相同量级上.



a 滚转力矩 C_l



b 俯仰力矩 C_m

图 2 升降副翼滚转和俯仰操纵特性

1.3 开裂式方向舵气动特性

开裂式方向舵安装在翼后缘,开裂式作动,如图 3所示,通过两翼上的非对称阻力产生偏航控制力矩.对于大展弦比飞机,由于大展长的缘故阻力方向舵是一种效率较高的航向操纵舵面.

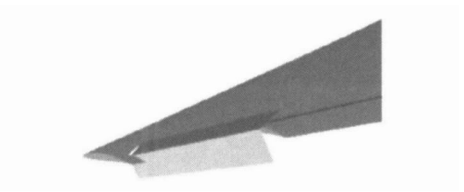
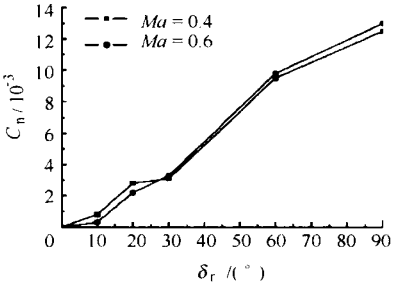


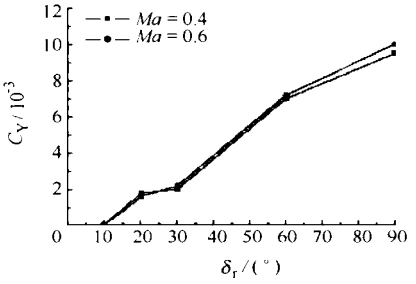
图 3 典型阻力方向舵

开裂式方向舵的工作是以较大的阻力为代价的,但对于常规飞机来说,无论在哪个飞行阶段里,都附加有垂尾和升降舵的阻力,相比之下无尾飞翼布局飞机上的开裂式方向舵只有在偏航机动时才会造成大阻力.

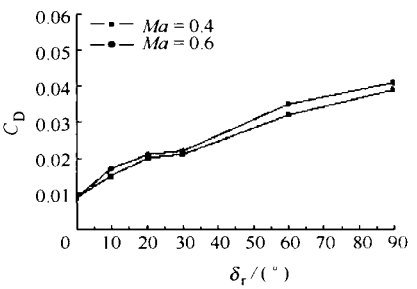
如图 4所示,对某型大展弦比飞机的一组开



a 偏航力矩系数 C_n



b 侧力系数 C_Y



c 阻力系数 C_D

图 4 开裂式方向舵阻力和侧力特性

裂式方向舵进行 CFD计算,在大舵偏的情况下开裂式方向舵 C_n 近似呈线性,小舵偏时非线性较为强烈,同时 C_D 和 C_Y 特性也表现出同样的特点.

2　操纵面设计参数

为了便于综合操纵面的多个设计参数,本文引入舵容量的概念来表征操纵面的操纵能力大小,它可视为操纵面设计参数的综合指标.

俯仰舵容量:

$$\bar{V}_e = \frac{S_e l_e}{S_w c} \tag{1}$$

滚转舵容量[4]:

$$\bar{V}_a = \frac{1}{2}\frac{S_a l_a}{S_w b} = \frac{S_a y_a}{S_w b} \tag{2}$$

偏航舵容量:

$$\bar{V}_r = \frac{S_r l_r}{S_w b} \tag{3}$$

式中,$S_e = S_a$,S_a 分别表示升降副翼、开裂式方向舵的面积;l_e,l_a,l_r 分别表示操纵面的三轴设计力臂长;S_w 为机翼总面积;c 为平均气动弦长,b 为飞机展长,如图 5所示. 大展弦比飞翼布局飞机的操纵面均为后缘布置,因此每块操纵面都会有多轴效应.

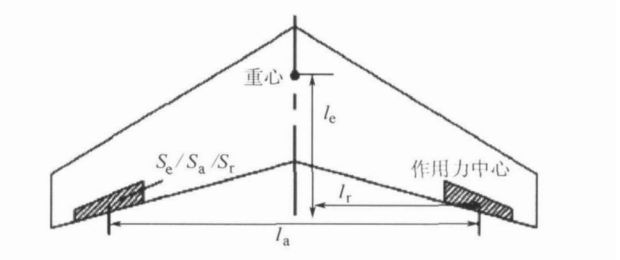


图 5　大展弦比飞翼布局后缘操纵面舵容量

以某大展弦比无尾飞翼布局飞机为基本构型,设计一组沿不同展向位置安放且面积不同的升降副翼进行 CFD计算其俯仰和滚转控制效率,表 1的结果表明操纵效率与舵容量存在的近似的线性关系.

表 1　某型飞机升降副翼控制效率与舵容量等参数

舵	面积 /m²	纵向力臂 /m	俯仰舵容量 /L	俯仰效率 /10⁻³(°)⁻¹	横向力臂 /m	滚转舵容量 /L	滚转效率 /10⁻³(°)⁻¹
舵 1	1.49	1.28	0.0101	2.7	6.7	0.00726	3.4
舵 2	1.30	2.20	0.0194	5.8	9.6	0.00908	3.9
舵 3	1.10	3.10	0.0231	7.6	12.4	0.00992	4.0

在设计飞行状态下,操纵效率在初始设计点的计算或实验的基础上可以表示成式 (4):

$$C_{m\delta_e} = \frac{C_{m\delta_{e0}}}{\bar{V}_{e0}}\bar{V}_e \tag{4}$$

式中,$\bar{V}_{e0}$为初始设计俯仰舵容量;$C_{m\delta_{e0}}$为该设计点下的俯仰操纵效率,滚转和偏航轴同理.

3　新型操纵面效率需求分析

3.1　纵向操纵面效率需求

无尾飞翼布局飞机的纵向静稳定性较小甚至是负的,该构型的纵向稳定性通过纵向操纵面结合自动增稳系统获得,这样纵向操纵面同时要实现纵向稳定性要求.

假设增稳系统为理想单反馈系统,采取迎角反馈 $C_{m\alpha}' = C_{m\alpha} + K_\alpha C_{m\delta_e}$须满足:

$$K_\alpha C_{m\delta_e} \approx \Delta C_m/\alpha > -C_{m\alpha} - \frac{I_y}{qSb}\omega^2 \tag{5}$$

俯仰角速度反馈 $C_{mq}' = C_{mq} + K_q C_{m\delta_e}$须满足:

$$K_q C_{m\delta_e} \approx \Delta C_m/q > -\frac{I_y}{qSb}2\omega\xi - C_{m\dot{\alpha}} - C_{mq} \tag{6}$$

式中,ω_s 和 ξ_s 为品质规定的满意的短周期频率和阻尼;K_α 和 K_q 为迎角和俯仰角速度的反馈系数,本文中取为 1. 可以看出,当纵向稳定性和阻尼越大,所需要的偏航操纵效率就越大.

纵向操纵面的最重要设计要求就是要满足飞行包线中机动过载. 品质规范中要求在过载为 1的配平速度下,驾驶员不改变油门和配平位置,以及在配平速度附近,单独使用俯仰操纵时要求具有规定的法向过载范围[4]. 以定常拉升为纵向操纵面设计的背景机动动作,飞机要求最大正向过载 n_{max},满足俯仰过载机动性要求的俯仰操纵效率可以通过式 (7)估计:

$$C_{m\delta_e} = \frac{-C_{m\alpha}\dfrac{(n_{max}-1)G}{\frac{1}{2}\rho V_0^2 S C_{L\alpha}} - C_{mq}\dfrac{(n_{max}-1)g}{V_0}}{\delta_{emax}} \tag{7}$$

3.2　横向操纵面效率需求

滚转操纵效率主要影响飞机的滚转机动性,而且滚转机动性是横向操纵面设计的重要方面.

飞机接到驾驶员的滚转指令后,简化飞机横向运动为单自由度滚转运动,这样滚转机动性要求的滚转操纵效率可以通过式 (8)估计:

$$C_{l\delta_a} = -2pL_p/(\rho V_0^2 \delta_{amax}) \tag{8}$$

式中，p为近似表征滚转机动性的滚转角速度，不同类型飞机在品质要求中应该达到不同的机动性指标[4].

3.3 航向操纵面效率需求

3.3.1 稳定性需求

航向操纵面的主要作用是在不同任务下协调横向操纵面，并能配平非正常情况下的偏航力矩. 同时无尾飞翼布局的航向操纵面结合飞机自控系统同时要负担飞机的稳定性要求.

假设增稳系统为理想单反馈系统，侧滑角反馈 $C_{n\beta}' = C_{n\beta} + K_\beta C_{n\delta_r}$须满足：

$$K_\beta C_{n\delta_r} \approx \Delta C_n / \beta > \frac{I_z}{qSb}\omega^2 - C_{n\beta} \tag{9}$$

偏航角速度反馈须 $C_{nr}' = C_{nr} + K_r C_{n\delta_r}$满足：

$$K_r C_{n\delta_r} \approx \Delta C_n / r > \frac{I_z}{qSb}2\omega\zeta - C_{nr} \tag{10}$$

式中，ω_d 和 ξ_d 为品质规定的合理的荷兰滚模态的频率和阻尼；K_β 和 K_r 为侧滑角和偏航角速度的反馈系数，本文中取为 1. 可以看出，当航向稳定性和阻尼越大，所需要的偏航操纵效率就越大.

3.3.2 协调进入急滚需求

飞机无侧滑地获得初始绕速矢角加速度[5]：

$$\left.\begin{aligned} \Delta C_n + C_{n\delta_a}\delta_a &= I_z\dot{r} \\ C_{l\delta_a}\delta_a &= I_x\dot{p} \end{aligned}\right\} \tag{11}$$

协调进入急滚所需的偏航控制效率可通过式(12)进行估计：

$$C_{n\delta_r} = \frac{\left(\frac{I_z}{I_x}\tan\alpha - \frac{C_{n\delta_a}}{C_{l\delta_a}}\right)C_{l\delta_a}\delta_{a\max}}{\delta_{r\max}} \tag{12}$$

由于运动耦合飞机在大迎角时需要大的偏航操纵量. 这是一个保守估计公式，飞机还要平衡滚转装置产生的不利偏航.

3.3.3 协调绕速矢滚转的需求

飞机获得匀速绕速矢滚转角速度：

$$\left.\begin{aligned} \Delta C_n + C_{np}p + C_{nr}r + C_{n\delta_a}\delta_a &= 0 \\ C_{lp}p + C_{lr}r + C_{l\delta_a}\delta_a &= 0 \end{aligned}\right\} \tag{13}$$

协调绕速矢滚转所需的偏航控制效率可通过式(14)进行估计：

$$C_{n\delta_r} = \frac{\left(\frac{C_{np}\cos\alpha + C_{nr}\sin\alpha}{C_{lp}\cos\alpha + C_{lr}\sin\alpha} - \frac{C_{n\delta_a}}{C_{l\delta_a}}\right)C_{l\delta_a}\delta_{a\max}}{\delta_{r\max}} \tag{14}$$

无尾飞机的本体偏航阻尼 C_{np}和滚转阻尼 C_{nr}很小，接近于 0，因此影响这一项偏航控制大小的就取决于滚转控制装置的偏航效率即 $C_{n\delta_a}$.

3.3.4 侧风着陆的需求

选取标准着陆操纵方式[6]分析，飞机用侧滑来消除侧风对航迹方位角的影响. 假设侧风造成飞机的侧滑角为 β，那么：

$$\left.\begin{aligned} \Delta C_n + \beta C_{n\beta} + C_{n\delta_a}\delta_a &= 0 \\ C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a &= 0 \end{aligned}\right\} \tag{15}$$

侧风着陆所需的偏航控制效率可通过式(16)进行估计：

$$C_{n\delta_r} = -\frac{\beta\left(C_{n\beta} + \frac{C_{n\delta_a}}{C_{l\delta_a}}C_{l\beta}\right)}{\delta_{r\max}} \tag{16}$$

无尾飞机的航向静稳定性很低，因此所需的航向控制力很小.

3.3.5 非正常状况下需求

以单发失效的情况为例，偏航效率须满足式(17)：

$$C_{n\delta_r} = \frac{-\beta\left(C_{n\beta} + \frac{C_{n\delta_a}}{C_{l\delta_a}}C_{l\beta}\right) + \frac{Tl_y}{qSb}}{\delta_{r\max}} \tag{17}$$

式中，T为单发推力；l_y为失效发动机距飞机垂直对称面的距离.

4 某型飞机设计实例

以某大展弦比无尾飞翼布局为设计实例，操纵面初始设计结果如表 2所示. 纵向要求达到 2.5 g的正向过载，横向机动性根据品质要求为在 1.4 s内滚过 45°，航向要求有能力配平单发失效和侧风 15 着陆的情形.

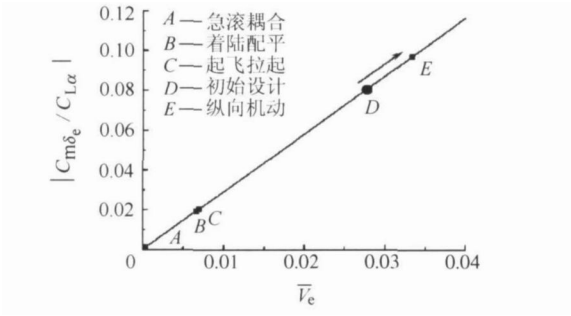
表 2 某飞机初始操纵面设计

方向	配置方式	偏转范围/(°)	舵容量 V	操纵效率/rad^{-1}
纵向	升降副翼	[-25, 25]	0.0277	0.911
横向	升降副翼	[-25, 25]	0.0131	0.120
航向	开裂式方向舵	[-90, 90]	0.00688	0.00891

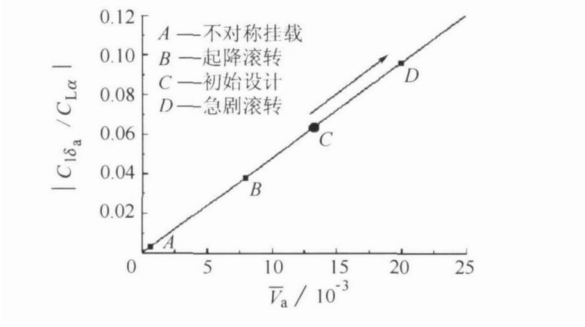
由于升降副翼是升力式舵面，而开裂式方向舵是阻力式舵面，分别引进升力线斜率和阻力线斜率在不同飞行条件下除操纵效率，所得值在全包线内与舵容量保持线性关系，如图 6所示.

根据本文第 3节的方法，修正该构型的操纵面初步设计，修正后的计算结果如图 6所示.

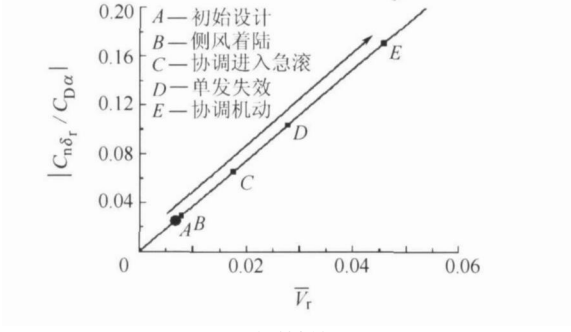
升降副翼的俯仰设计舵容量修正到初始设计的 120%. 升降副翼的滚转设计舵容量修正到初始设计的 152%. 开裂式方向舵的设计尽管不要求能协调精确绕速矢滚转，舵容量应该修正到初始设计的 403%，一般的气动操纵面难以达到要求，因此该构型应该使用推力矢量控制.



a　俯仰操纵面



b　滚转操纵面



c　偏航操纵面

图 6　操纵面修正结果

5　结　束　语

本文针对大展弦比飞翼布局飞机的动态特性特点,总结了一套典型的操纵面配置方案,分析了应用的新型操纵面的气动特点.并提出了操纵面效率需求分析方法,以获得比经验值合理的设计参数,给新型构型飞机的操纵面设计提供参考.效率需求评估方法在理论上提高了修正值的准确性,减少设计迭代的次数,节省反复计算的成本.

本文未考虑操纵面之间的耦合效应,设计修正方法有待风洞试验研究之后开展更深入的研究.

参考文献 (References)

[1] Colgren R, Loschke R. To tail or two tails? - the effective design and modeling of yaw control devices[R]. AIAA 2002-4609, 2002

[2] Stettner M, Voss R. Aeroelastics, flight mechanics and handing qualities of the mod BWB configuration[R]. AIAA 2002-5449, 2002

[3] Nckel K, Michael W. Tailless aircraft-in theory and practice [M]. Washington DC: AIAA, 1994

[4] 董庚寿. 有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质背景材料和使用说明[M]. 北京:国防科工委航空气动力协作攻关办公室, 1993

Dong Gengshou. Background material and instruction of manned aircraft(fixed wing) flying qualities[M]. Beijing: Commission of Science, Technology and Industry for National Defence, Aeronautic Aerodynamics Cooperation Office, 1993(in Chinese)

[5] Simon J M, Blake W B, Multhopp D. Control concepts for a vertical tailless fighter[R]. AIAA-93-4000, 1993

[6] 黄太平. 飞机性能工程[M]. 北京:科学出版社, 2005

Huang Taiping. The performance project of airplane[M]. Beijing: Science Publishing Company, 2005(in Chinese)

(责任编辑:张　嵘)