

文章编号: 1672-9897(2011)02-0013-05

# 飞行器静操纵性评估方法研究

程艳青, 王文正, 钱炜祺, 何开锋

(中国空气动力研究与发展中心空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000)

**摘要:**建立了一种基于优化思想的配平舵偏求解方法,在此基础上对飞行器静操纵性进行了评估。具体采用三通道线性叠加模型,结合多维线性插值和牛顿-拉夫森算法,对大量的飞行器风洞试验数据进行处理,快速准确地求解出各个状态下的配平舵偏。与传统求解方法相比,该方法求解精度不受搜索间隔限制,求解时间大大缩短。通过对求解结果进行分析,评估飞行器的静操纵性,提高了静操纵性的评估效率和准确性。

**关键词:**牛顿-拉夫森算法;静态操纵性;舵面效率

**中图分类号:**V211.7 **文献标识码:**A

## Research on vehicle static control performance evaluation approach

CHENG Yan-qing, WANG Wen-zheng, QIAN Wei-qi, HE Kai-feng

(State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

**Abstract:** An approach of trim rudder solution based on optimization method is established, and static control performance of a vehicle was evaluated by this approach. Use three-channel linear superposition model, trim rudder deflection of various state is fastly and exactly solved by multi-dimensional linear interpolation and Newton-Raphson method with mass wind tunnel test data. Comparing with traditional approach, accuracy is not restricted by search interval and less time is spent. By analysing result of trim rudder deflection of various state, static control performance is evaluated, and efficiency and accuracy of static control performance evaluation is greatly enhanced.

**Key words:** Newton-Raphson method; static control performance; control surface efficiency

## 0 引言

静态操纵性是飞行器操纵运动时的稳态特性,具体表现为飞行器实现各种配平状态所需的舵偏、相应的杆位移和杆力的大小,是飞行器飞行性能评估的重要指标<sup>[1]</sup>,此外,研究飞行器的静态操纵特性还可以为飞行器的控制律设计提供参考。分析静操纵性能,首先必须求出任意状态下的配平舵偏,而当迎角和侧滑角都不为零的情况下,气动力和气动力矩是舵偏的非线性函数,且各控制通道之间的气动力是耦合的,任何一个通道的舵偏都会对另外两个通道的气动力矩产生影响,这就使已知气动力矩和飞行状态反算舵偏变得非常困难<sup>[2-3]</sup>。传统的方法是搜索所有可能舵偏组合,取最小力矩点作为配平点,然而在搜索范围一定的情况下,要提高精度,就必须减小搜索间隔,这样就会导致搜索空间过大,耗费机时过长,以搜索范

围 $-30^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 、搜索间隔 $0.1^{\circ}$ 为例,考虑3个控制通道,搜索空间中就有 $600\times 600\times 600$ 个点。为克服精度提高和所耗机时缩短相悖的问题,按实验所提供的舵偏数据将舵偏搜索空间分为许多离散子空间,逐个搜索各子空间的最优解,然后各个子空间的最优解再互相比对,可以求出全空间的最优解。采用这种优化算法求解配平舵偏,所得配平舵偏结果更精确,求解时间更短。

## 1 问题的描述

通过已有的风洞试验数据求解任意马赫数、总迎角及气流滚转角情况下的配平状态,并通过配平状态的配平舵偏、配平力矩系数及配平状态的升阻力系数来分析飞行器静态操纵性。具体的评估工作流程如图1所示。

收稿日期: 2010-06-07; 修订日期: 2010-10-08

基金项目: 空气动力学国家重点实验室基金资助(SKLA2009A0103)

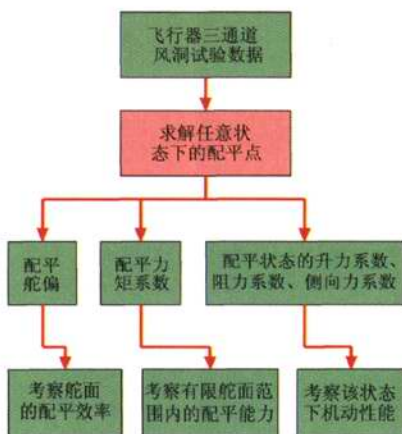


图1 静态操纵性评估工作流程

Fig. 1 Work flow of static control performance evaluation

从图1所示的静态操纵性评估流程图可以看出,评估工作的重点在任意状态配平点的求解部分。通常为了方便地对任意状态下的配平舵偏进行求解,可将飞行器的气动力和力矩系数作为马赫数  $Ma$ 、总迎角  $\alpha$ 、气动滚转角  $\phi$ 、舵偏  $\delta_i (i=x, y, z)$  的函数,采用三通道线性叠加模型来描述各参数与气动系数之间的关系<sup>[2-3]</sup>:

$$C_i = C_{i0}(Ma, \alpha, \phi) + \Delta C_i(Ma, \alpha, \phi, \delta_x (\delta_y = \delta_z = 0)) + \Delta C_i(Ma, \alpha, \phi, \delta_y (\delta_x = \delta_z = 0)) + \Delta C_i(Ma, \alpha, \phi, \delta_z (\delta_x = \delta_y = 0)) \quad (1)$$

$$M_i = M_{i0}(Ma, \alpha, \phi) + \Delta M_i(Ma, \alpha, \phi, \delta_x (\delta_y = \delta_z = 0)) + \Delta M_i(Ma, \alpha, \phi, \delta_y (\delta_x = \delta_z = 0)) + \Delta M_i(Ma, \alpha, \phi, \delta_z (\delta_x = \delta_y = 0)) \quad (2)$$

其中:  $i=x, y, z$ 。

选定马赫数、总迎角、气动滚转角,通过线性插值求出该状态下无舵偏力矩,然后分别求出俯仰舵偏、偏航舵偏和滚转舵偏引起的力矩增量,加上无舵偏力矩即可求出  $M_x, M_y, M_z$ 。

配平舵偏的求解可采用如下优化过程描述:优化变量为舵偏组合  $(\delta_x, \delta_y, \delta_z)$ ,目标函数为力矩合矢量模的平方:

$$J = \|M\|^2 = M_x^2 + M_y^2 + M_z^2 \quad (3)$$

选定目标函数后就可以采用优化算法算出最优的舵偏组合,即是该状态下的配平点。

## 2 目标函数的计算

假定舵偏角组合  $(\delta_x, \delta_y, \delta_z)$  的对应坐标在某个小六面体中,该六面体对应的舵偏角范围为  $(\delta_{x0},$

$\delta_{x1}), (\delta_{y0}, \delta_{y1})$  和  $(\delta_{z0}, \delta_{z1})$ 。重新建立一坐标系,以  $(\delta_{x0}, \delta_{y0}, \delta_{z0})$  为坐标原点,归一化后  $(\delta_{x1}, \delta_{y1}, \delta_{z1})$  坐标变为  $(1, 1, 1)$ ,若  $(\delta_x, \delta_y, \delta_z)$  对应的坐标为  $(\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z)$ ,则有如下(4)式成立。

$$\left. \begin{aligned} \delta_x &= \delta_{x0} + \lambda_x (\delta_{x1} - \delta_{x0}) \\ \delta_y &= \delta_{y0} + \lambda_y (\delta_{y1} - \delta_{y0}) \\ \delta_z &= \delta_{z0} + \lambda_z (\delta_{z1} - \delta_{z0}) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

假定六面体八个顶点力矩值可表示为  $m_{000}, m_{001}, m_{010}, m_{011}, m_{100}, m_{101}, m_{110}, m_{111}$ ,分布如图2所示。

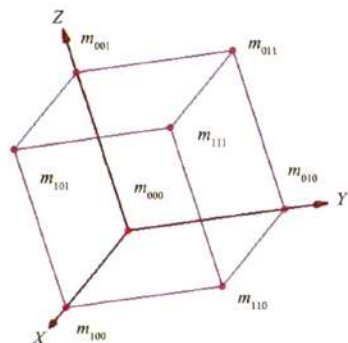


图2 六面体八个顶点分布图

Fig. 2 Eight vertices distribution of hexahedron

采用拉格朗日线性插值,点  $(\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z)$  对应的力矩值为

$$M = f(\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z) = m_{000}(1-\lambda_x)(1-\lambda_y)(1-\lambda_z) + m_{001}(1-\lambda_x)(1-\lambda_y)\lambda_z + m_{010}(1-\lambda_x)\lambda_y(1-\lambda_z) + m_{011}(1-\lambda_x)\lambda_y\lambda_z + m_{100}\lambda_x(1-\lambda_y)(1-\lambda_z) + m_{101}\lambda_x(1-\lambda_y)\lambda_z + m_{110}\lambda_x\lambda_y(1-\lambda_z) + m_{111}\lambda_x\lambda_y\lambda_z \quad (5)$$

$M_x, M_y$  和  $M_z$  都可以按照这个公式求出,其中  $0 \leq \lambda_x, \lambda_y, \lambda_z \leq 1$  为优化问题的约束条件。

配平状态下上面的目标函数取最小值零,要求配平状态时的舵偏角,换成数学问题就是要求出上面带约束变量的函数取最小值时的变量值。针对某一状态,依次求出图2中每个六面体内的极值后,将所求的所有极值逐个比较,求出该状态所对应的最小值,最小值所对应点即为所求的近似零力矩点。

## 3 优化方法

所提供的风洞试验数据中俯仰通道舵偏数为  $N_{dx}$ ,偏航通道舵偏数为  $N_{dy}$ ,滚转通道舵偏数为

$N_{dx}$ ,以俯仰通道、偏航通道及滚转通道的舵偏角作为空间中的三个坐标,将舵偏空间分成  $N_{dx} \times N_{dy} \times N_{dz}$  个小六面体,如图3所示。

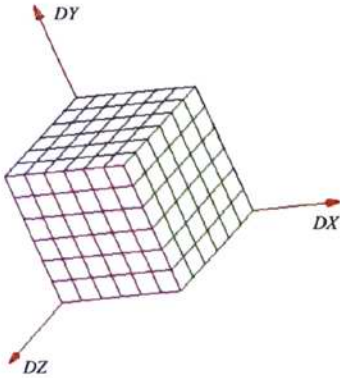


图3 六面体空间分布  
Fig.3 Hexahedron distribution on whole space

对马赫数、气动滚转角、总迎角以及三个通道的舵偏角都采用线性插值,求出空间中诸多六面体各顶点所对应的三个方向的力矩。已知六面体八个顶点力矩值和六面体内一点在六面体内的坐标,可求出该点对应的力矩值。坐标采用一个向量来表示  $\lambda = (\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z)$ ,向量中每一个元素的取值范围为  $[0, 1]$ ,由公式(5)可将力矩向量的模表述为该向量的函数  $M = f(\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z)$ ,采用优化算法便可以求出目标函数  $J$  取最小值时的向量,即最小力矩点的对应坐标。采用牛顿-拉夫森法作为优化方法,该方法是采用目标函数对参数的灵敏度逐步修正参数值,经多次迭代之后达到最优的一种方法<sup>[4]</sup>。假定多变量目标函数为  $J = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ ,  $n$  个参量的约束条件为  $a_i \leq x_i \leq b_i, i = 1, 2, \dots, n$ ,则牛顿-拉夫森算法详细步骤如下<sup>[5]</sup>:

(1) 确定参数的初始值为向量  $X(x_{01}, x_{02}, \dots, x_{0n})$ 。

(2) 求出参数的灵敏度  $\frac{\partial J}{\partial X}$  和  $\frac{\partial^2 J}{\partial X_k \partial X_l}$ , 求出参数的修正量:

$$\Delta X_k = - \left( \frac{\partial^2 J}{\partial X_k \partial X_l} \right)^{-1} \left( \frac{\partial J}{\partial X} \right)$$

经  $k$  步迭代后的参数向量为  $X_{k+1} = X_k + \Delta X_k$ ,

计算第  $k+1$  步的目标函数  $J_{k+1}$ 。

(3) 如果  $J_{k+1} < J_k$

则看不等式:  $|(J_{k+1} - J_k)/J_k| < \epsilon$  是否成立,若满足此条件则迭代收敛,若不成立则重复(2)进行下一步迭代计算。

如果  $J_{k+1} > J_k$

则令

$$X_{k+1} = X_k + \frac{1}{2^{NC}} \Delta X_{k+1} \quad (NC = 1, 2, \dots, q)$$

$q$  为给定整数,重新计算  $J_{k+1}$ 。从上述  $q$  组数据中,选取  $J_{k+1}$  最小的一组,重新定义  $X_{k+1}, \Delta X_{k+1}$  和  $J_{k+1}$ 。检验所得  $X_{k+1}$  中是否有某个元素  $X_{k+1}$  超出所给定的上下界。对于出界的  $\theta_{k+1}$ ,计算  $D_{k+1}$ :

$$D_{k+1} = |(\Delta X_{k+1} - \text{出界距离})/X_{k+1}|$$

取最小的  $D_{k+1}$  为  $D$ ,令  $X_{k+1} = X_k + D\Delta X_k$ ,重复(2)进行下一步的迭代计算。

## 4 结果分析

### 4.1 算法的验证和对比

为验证所提出算法,将直接搜索法所得的结果与文所得结果相比较,直接搜索所采用舵偏角间隔为  $0.1^\circ$ ,优化算法中舵面空间每一个六面体的边长为  $2^\circ$ ,所提供数据舵偏范围俯仰方向为  $-30^\circ \sim 30^\circ$ 、偏航方向为  $-30^\circ \sim 30^\circ$ 、滚转方向为  $-10^\circ \sim 10^\circ$ 。图4是总迎角为  $2^\circ$ 、气流滚转角为  $0^\circ$ 、马赫数为 1.00 时舵偏角随气动滚转角的变化,图5是对应状态下直接搜索得出的结果。两种算法所计算出的配平力矩的范围和计算出每一个状态所需机时如表1所示,表中数据单位均为国际单位制。计算所使用的机器配置为:处理器-英特尔(PD820, 2.8G, 双核)、内存-金士顿(2G, DDR2)、操作系统-Windows XP SP2。从表1中可以看出,N-R 优化算法与搜索间隔为  $0.1^\circ$  直接搜索方法基本相当,计算时间缩短约 200 倍,结合十字翼布局轴对称旋成体的气动特性<sup>[6]</sup>,N-R 优化算法得到配平力矩系数较小,但是对称性不如直接搜索算法,总体看来,N-R 优化算法计算结果能够满足静操纵性的评估要求。

表1 直接搜索法和 N-R 优化算法对比

Table 1 Comparison between direct search and N-R optimization

方 法	直接搜索法		N-R 优化算法	
	配平力矩系数	时间	配平力矩系数	时间
状态 $Ma=1, \alpha_c=2^\circ, \phi=0, 0^\circ$	1.0E-4~5.0E-4	494.16(s)	1.0E-5~1.0E-4	2.48(s)

### 4.2 静态操纵性能评估

静态操纵性的评估工作按图1所示有三个部分:

舵面效率评估,配平能力评估,配平状态的机动性能评估。对于每一个部分都有三个通道多种状态,限于篇幅限制,这里每一个部分仅选择一个状态进行评估。



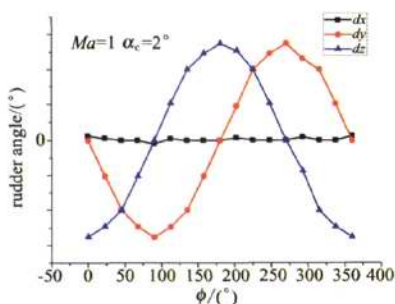


图4 优化算法计算结果 ( $Ma=1, \alpha_c=2^\circ$ )  
Fig. 4 Results of optimization algorithm ( $Ma=1, \alpha_c=2^\circ$ )

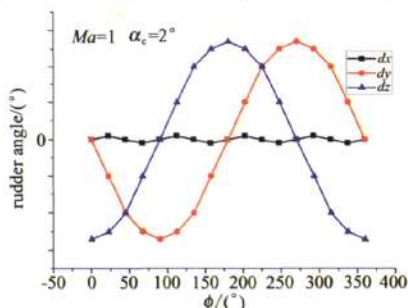


图5 直接搜索计算结果 ( $Ma=1, \alpha_c=2^\circ$ )  
Fig. 5 Results of optimization algorithm ( $Ma=1, \alpha_c=2^\circ$ )

图6是气流滚转角为 $0^\circ$ 状态下配平俯仰舵偏角随总迎角的变化,主要用来考察舵面效率。从图中可以看出,对于跨声速区,小迎角时气动力呈线性,舵偏角随迎角的变化也呈线性,舵面效率几乎不变,加大舵偏,配平迎角也逐渐增大,达到 $25^\circ$ 时进入跨声速反操纵区,舵面偏转增大,配平迎角反而减小,升力也随着配平迎角一起减小。对于高超声速区,舵面效率较跨声速区要高。

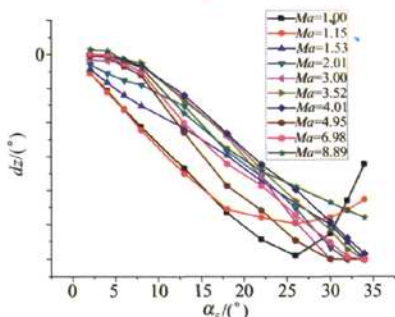


图6 配平俯仰舵偏角随总迎角的变化  
Fig. 6 Variation of trim elevator angle to total attack angle

图7是气流滚转角为 $0^\circ$ 状态下升力系数随配平舵偏角的变化,主要用来考察配平状态的机动性能,与图6所示相关,在跨声速区,增大舵偏得到的升力越大, $30^\circ$ 舵偏时进入反操纵区,对于高超声速区,同样幅度的舵偏角得到的升力较跨声速区大,机动性能

较好。

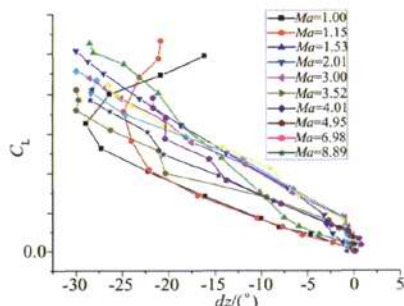


图7 升力系数  $C_L$  随配平俯仰舵偏角的变化  
Fig. 7 Variation of lift coefficient to trim elevator angle

图8是马赫数为1时配平力矩系数随总迎角和气流滚转角变化的情况,主要用来考察舵面的配平能力,如图所示,在各种不同姿态(相对气流),利用三通道舵面都能很好使处于该姿态的飞行器配平,只是在 $30^\circ$ 总迎角区域,配平力矩稍大,但也控制在合理范围之内。

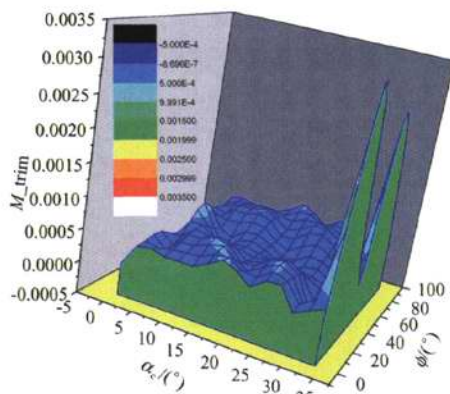


图8 配平力矩系数 ( $Ma=1$ )  
Fig. 8 Trim moment coefficient ( $Ma=1$ )

## 5 结束语

采用牛顿-拉夫森算法求解任意飞行状态下的配平舵偏,解决了配平舵偏求解中遇到的非线性和各通道之间气动力耦合问题,计算时间与常规方法相比缩短200倍,计算精度不会像传统方法一样受搜索间隔的限制,理论上可以无限逼近真值,以此方法为基础对飞行器的静态操纵性能进行评估,极大地提高了评估效率和准确性。

## 参考文献:

- [1] 方振平. 飞机飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1999.

(下转第40页)

近数值模拟直接计算的结果;高升力状态下,新型求阻公式的准确度要高于传统求阻公式。在以后的风洞试验中,可以用新型公式代替传统公式进行高升力状态下的翼型阻力求取。将来应该开展高升力条件下的测力和测压对比试验,更细致的对尾迹积分求阻力的方法进行研究。

#### 参考文献:

- [1] JONES B M. Measurement of profile drag by the pitot-Traverse method[R]. British ARC R&M 1688, 1936.
- [2] TAKAHASHI T T. On the decomposition of drag from wake survey measurements[R]. AIAA 97-0717, 1997.
- [3] JAMESON A, SCHMIDT W, TURKE E. Numerical

solution of Euler equations by finite volume methods using time-step-schemes[R]. AIAA 81-1259, 1981.

- [4] WATSA V N, WEDAN B W. Navier-Stokes solution for transonic flow over a wing mounted in a tunnel[R]. AIAA 88-0102, 1988.
- [5] WENTZ W H, SEETBARAM H C. Development of a Flower flap system for a high performance general aviation airfoil[R]. NASA CR-2443, 2000.

#### 作者简介:



焦予秦(1965-),男,陕西泾阳人,副教授,博士。研究方向:计算和实验流体力学。通讯地址:陕西省西安市西北工业大学 111 信箱(710072),电话:029-88493775 转 6303, 15002919065, E-mail: jiaoyuqin@nwpu.edu.cn

#### (上接第 16 页)

- [2] HEMSCH Michael J 著,洪金森,杨其德等译战术导弹空气动力学(上)[M]. 北京:宇航出版社,1999.
- [3] 苗瑞生,居贤铭,吴甲生. 导弹空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [4] 蔡金狮. 动力学系统辨识建模[M]. 北京:国防工业出版社,1991.
- [5] 徐士良. FORTRAN 常用算法程序集[M]. 北京:清华大学出版社,1992.

- [6] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2006.

#### 作者简介:



程艳青(1980-),男,湖北黄冈人,助理研究员。研究方向:飞行力学。通讯地址:四川省绵阳市中国空气动力研究与发展中心(621000), E-mail: cyqcheng@ustc.edu

#### (上接第 34 页)

- [5] OLINGER D S, SALLAM K A, LIN K C, et al. Effects of GLR on the spray in the near-injector region of aerated liquid jets in crossflow[R]. AIAA 2009-1373, 2009.
- [6] SALLAM K A, LIN K C, CARTER C D. Spray structure of aerated liquid jets using double-view digital holography[R]. AIAA 2010-1940, 2010.
- [7] 曹建明. 喷雾学[M]. 北京:机械工业出版社,2005.

#### 作者简介:



陈亮(1980-),男,湖北应城人,博士研究生。研究方向:超燃冲压发动机实验技术,雾化。通讯地址:陕西省西安市西北工业大学动力与能源学院(710072),电话:029-88494852, E-mail: jackch@vip.163.com