

文章编号: 1000-6893(2003)05-0412-03

基于余量修正原理的多翼面气动力反设计方法

詹浩, 华俊, 张仲寅

(西北工业大学飞机系, 陕西西安 710072)

Design of Multi-Lifting Surfaces based on Iterative Residual Correction

ZHAN Hao, HUA Jun, ZHANG Zhongyin

(Department of Aircraft Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要: 将 Takanashi 的余量修正方法由只针对单独翼面发展到针对多翼面问题, 形成一种处理多翼面升力系统的余量修正设计方法, 以此为基础发展了一种跨音速多翼面升力系统气动力设计方法, 形成了相应的跨音速多翼面设计软件, 并将该软件与国外先进的 CFD 分析软件相结合, 形成跨音速多翼面升力系统气动力设计软件系统。利用该多翼面空气动力设计方法, 以鸭式布局为例, 进行了双翼面升力系统的气动力设计。设计实践表明本文的设计方法和软件具有很高的实用价值。

关键词: 余量修正方法; 多翼面升力系统; 鸭式布局; 空气动力学; 反设计

中图分类号: V211.3 文献标识码: A

Abstract: The aerodynamic design method originally for a single lifting surface based upon the iterative residual correction principle is developed for designing multi-lifting surfaces. An aerodynamic design code based on this method is integrated with other advanced aerodynamic analysis codes to design multi-lifting surfaces. Using such an aerodynamic design software package, a wing configuration with a canard is studied and designed.

Key words: iterative residual correction principle; multi-lifting surfaces; canard configuration; aerodynamics; design

为了满足航空运输发展的需要, 国际上许多大的飞机制造公司和航空研究机构提出了很多关于研制新型的民用运输机的方案, 这些方案中很有代表性的有两种, 一种是按照常规的飞机构型发展的巨型宽体客机, 如欧洲的空中客车公司研发的 A3XX, 另一种是采用非常规构型的新型飞机。

非常规构型的一种主要形式就是所谓的三升力面飞机, 也就是在机身的前部再增加一个升力面, 即/鸭翼0, 来提高飞机的气动和飞行控制性能。从长远的眼光来看, 采用非常规构型的民用运输机的发展潜力比采用常规构型的飞机要大得多。正是基于此种原因, 国际上开展了许多关于非常规构型的民用运输机的研究工作^[1]。

目前, 在跨音速翼型、机翼设计方面, 国内外都已经有了比较成熟的方法和软件, 并且开展了许多的设计工作, 很多的跨音速翼型、机翼设计结果已经应用于具体的飞机型号, 如采用超临界机翼的空中客车系列飞机。与此相对比, 当前还没有一种可行的跨音速多翼面气动设计方法。随着多升力面构型飞机设计研究的不断发展, 跨音速多翼面升力系统气动力设计也就成为设计空气动力

学的一个新的课题, 发展基于多翼面构型的多翼面升力系统气动力设计方法和软件就十分必要和迫切了。

1 多翼面气动力反设计方法

随着计算流体力学和设计空气动力学的不断发展, 出现了许多的跨音速翼型和机翼设计方法, 其中有代表性的主要有基于反设计思想的反设计方法和数值优化方法。这其中又以采用 Takanashi 正) 反迭代、余量修正原理的反设计方法在国际上得到了广泛的应用, 取得了许多很好的设计结果^[2,3]。

本文将传统的余量修正方法由针对单独翼面问题推广到多翼面升力系统气动力设计中。本文的方法如下: 以 2 个翼面为例, 根据余量修正方法, 流场的扰动速势差 ϕ 应满足的速势方程、边界条件以及压力系数差 C_p 如下列所示

$$\phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = \frac{q}{9x} \left[\frac{1}{2} (\phi_x + \phi_y)^2 - \frac{1}{2} \phi_x^2 \right] \quad (1)$$

在第 1 个翼面上:

$$\left. \begin{aligned} \phi_z(x, y, ? 0) &= \phi_{qz}(x, y) \\ \phi_{cp1}\left(x, \frac{y}{B}\right) &= -2 \frac{B^2}{K} \phi_x(x, y, ? 0) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

在第 2 个翼面上:

收稿日期: 2003-02-21; 修订日期: 2003-07-18

基金项目: 中德国际合作项目 CHN 00/462(99-12)资助项目

文章网址: <http://www.hkxb.net.cn/hkxb/2003/05/0411/>

$$\left. \begin{aligned} \phi_{z'}(x, y, H \neq 0) &= \phi_{c2'}(x, y) \\ \phi_{c2'} \left[x, \frac{y}{B} \right] &= -2 \frac{B^2}{K} \phi_{z'}(x, y, H \neq 0) \end{aligned} \right\} (3)$$

以上各式中: ϕ 为翼面修正量; 上标 c 表示对 x 的求导; 下标 1, 2 分别指第 1 个和第 2 个翼面; 下标 \neq 分别指在上下翼面上的值; H 为两翼面前缘高度 (z 方向) 差; $B = \sqrt{1 - Ma_1^2}$; $K = (C + 1) Ma_1^2$; C 为比热比值。

上述 ϕ 等量是按:

$$x = x, y = By, z = Bz,$$

$$\phi(x, y, z) = \frac{K}{B^2} \phi(x, y, z)$$

$$\phi_{i'}(x, y) = \frac{K}{B^2} \phi_{i'}(x, y), (i = 1, 2)$$

从物理空间的量 (x, y, z) 变换来的。

关于该方法的具体理论推导、数值离散处理及设计流程与单一翼面的情形相似, 可参见文献 [2], 这里不再作详细记述。

2 多翼面气动力反设计软件系统

作为国际合作项目, 本文的主要工作得以在德国宇航研究院 (DLR) 进行。由于余量修正方法具有正计算分析部分和反设计部分相对独立的特点, 因此本文的工作能够采用许多国际上先进的 CFD 分析软件来作为气动力分析模块, 构成本文发展的多升力面气动力设计软件系统。

本文采用 DLR 开发的 CAD 软件 MegaCads 来作为设计软件系统的前置处理模块, 通过 MegaCads 来生成设计所需的几何模型; 采用由 CENTAURSOFT 软件公司开发的网格处理软件 CENTAUR^[4] 来作为网格生成模块, 生成 CFD 计算所需的非结构网格; 采用 DLR 开发的 TAU^[5] 来作为设计系统中的 CFD 流场分析即正计算模块。将以上的各个模块与采用本文多升力面气动力设计方法的反设计模块相结合, 形成了一套针对多翼面设计问题的气动力设计软件系统。

由于在本文所发展的跨音速多翼面设计系统中采用了许多相对独立的商用及自行开发的软件来作为不同的模块, 因此协调好各个模块之间的接口, 以及实现设计过程中数据在各个模块之间的正确传递也是一项十分重要和必要的工作。

3 算例和结果分析

本文采用欧洲三翼面 (EuroTSA) 项目^[1] 的鸭翼加主翼的双升力面构型来作为设计算例。设计

状态来流马赫数为 0.185, 来流迎角为 21.5°。该构型的几何情况见图 1。



图 1 EuroTSA 项目的鸭翼加主翼的双升力面构型

Fig 1 Canard wing configuration of EuroTSA

图 2 显示, 在机身前部添加了鸭翼的情况下, 由于鸭翼对主翼的下洗影响, 主翼面上的压力分布发生了较大的变化, 尤其是在主翼内侧相当于鸭翼展长的范围内。因此, 经过超临界机翼设计得到的机翼在鸭翼的影响下性能不象单独机翼时那么好了。可见, 同时对双翼面进行气动设计是十分必要的。

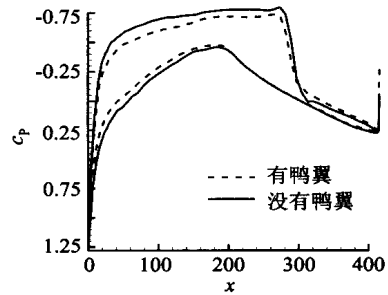
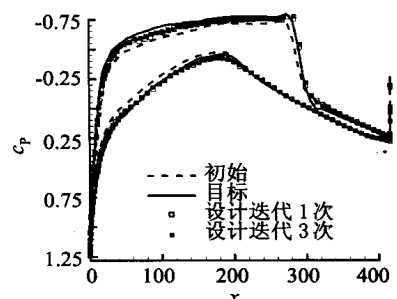


图 2 鸭翼对主翼压力分布的影响 (翼根剖面)

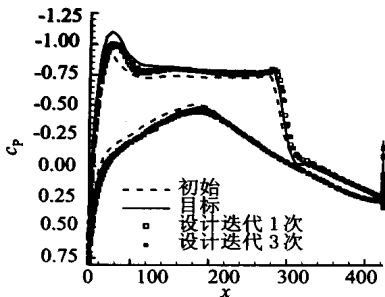
Fig 2 Pressure distribution of the main wing (root section)

在本算例中, 采用单独机翼情况下的 F11 的机翼表面压力分布来作为主翼面的目标压力分布, 用鸭翼影响下的主翼表面压力分布来作为主翼面的初始压力分布, 鸭翼的目标及初始压力分布相同。该设计工作的结果可以使主翼面在考虑了鸭翼影响的情况下, 仍能够保持原有的单独机翼时的气动力特性, 同时鸭翼的气动性能也不会因主翼面的改变而改变。这在工程上是很强实用性的。

设计过程中几个典型机翼展向剖面的压力分布变化情况见图 3 和图 4。



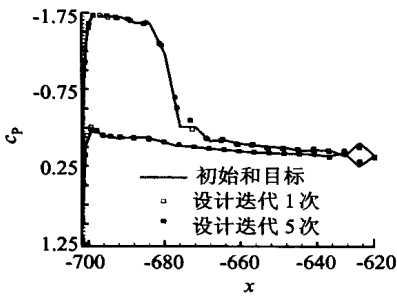
(a) 剖面 2Z/b = 0.0



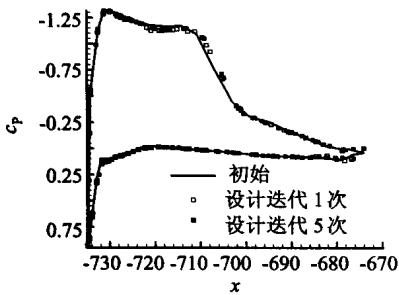
(b) 剖面 $2Z/b = 0.154$

图 3 设计迭代主翼压力分布

Fig 3 Design process: Pressure distribution of the main wing



(a) 剖面 $2Z/b = 0.10$



(b) 剖面 $2Z/b = 0.05$

图 4 设计迭代鸭翼压力分布

Fig 4 Design process: Pressure distribution of the canard

由以上各图可见, 经过数次迭代后, 鸭翼和主翼上各设计剖面的压力分布都基本收敛于各自的目标压力分布。这表明本文的设计方法是可行的。

设计迭代过程中, 鸭翼上的压力分布基本没有变化, 这不但实现了设计要求, 也表明本文的设计方法是能够考虑双翼面之间的相互干扰的。另一方面, 从设计结果中也可发现, 主翼面上的压力

分布并没有完全收敛到目标压力分布, 这是因为本算例是将单独机翼的压力分布来作为双翼面情况下的目标, 该目标压力分布在真实流场情况下是无法实现的; 如果设计目标是物理上可行的, 那么设计迭代就会更好地收敛于目标。

4 结 论

本文在改进的余量修正方法的基础上, 发展了一种跨音速多翼面升力系统的空气动力学设计方法, 并利用不同功能的商用软件形成跨音速多翼面的气动设计软件系统。设计实践表明, 本文发展的方法是可行的, 并具有很好的工程实用价值。

致 谢

感谢 DLR 空气动力及流体技术研究所的 Georg Wichmann 博士、Thomas Streit 博士、R. Wilhelm 博士等对本文研究工作的支持和帮助。

参 考 文 献

- [1] Wichmann G, Strohmeier D, Streit T h. Three surface aircraft a concept for future large aircraft [R]. ICAS 2000 Congress, 2000.
- [2] Hua J, Zhang Z Y. Transonic wing design for transport aircraft [R]. ICAS 9023. 7. 4, 1990.
- [3] Takanashi S. An iterative procedure for three dimensional transonic wing design by the integral equation method [R]. AIAA 8424077, 1984.
- [4] CentaurSoft™. <http://www.centaursoft.de>.
- [5] Gerhold T, Friedrich O, Evans J, et al. Calculation of complex three dimensional configurations employing the DLR'S Code [R]. AIAA 920167, 1997.

作者简介:



詹浩 (1972 -) 男, 上海人, 博士后, 1997, 2000 年先后于西北工业大学获工科硕士、博士学位, 长期从事设计空气动力学、计算流体力学、飞行器设计方面的研究工作, 曾作为访问学者赴德国宇航研究院工作一年。E2mail: dylanzhan@sohu.com, 联系电话: 029- 8492174。

(责任编辑: 吴小勇)