论文

民用客机变弯度机翼优化设计

郭同彪¹, 白俊强^{1*}, 李立¹, 陈颂²

1. 西北工业大学航空学院, 西安 710072;

2. 湖北航天飞行器研究所, 武汉 430040

* E-mail: junqiang@nwpu.edu.cn

收稿日期: 2016-10-10; 接受日期: 2017-04-20; 网络出版日期: 2017-08-17

国家重点基础研究发展计划(编号: 2014CB744800)资助项目

摘要 针对民用客机机翼-机身-平尾构型开展了后缘连续变弯度机翼气动优化设计, 并探索了在优化设计中添加俯仰力矩配平约束的必要性. 采用自由型面变形(free form deformation, FFD)方法对全机构型进行参数化, 可实现机翼型面、后缘弯度和平尾偏转角的变化. 采用基于RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)方程的离散伴随技术求解气动力系数对设计变量的梯度, 并采用序列二次规划算法进行基于梯度的气动优化设计. 针对CRM(common research model)构型开展了考虑多约束的气动减阻优化设计, 验证了优化设计系统的有效性. 在此基础上, 针对不同巡航升力系数分别进行了考虑和不考虑全机力矩配平约束的变弯度机翼优化设计. 优化结果表明, 通过机翼后缘变弯度可以改善机翼展向升力系数分布、减小激波强度; 为了获得综合最优的减阻设计结果, 必须考虑力矩配平约束.

关键词 后缘连续变弯度, 离散伴随, 气动优化设计, 力矩配平, 升力系数分布

1 引言

节能减排是当前民用飞机设计研究的重要任务, 通过空气动力学技术降低全机阻力是实现此目的最有效途径之一. 为了进一步降低民用飞机的巡航阻力, 各国研究学者开始探索各种新技术在民用飞机上的应用, 其中包括机翼后缘连续变弯度技术^[1]. 针对民用飞机机翼后缘连续变弯度, 最有影响力的研究源自波音公司和美国国家航空航天局联合开展的“可连续变弯度后缘襟翼”(variable camber continuous trailing flap system, VCCTEF)项目; 其目标之一即为通过加入具有

工程可实现的“VCCTEF”系统来提高飞机整个巡航阶段的升阻特性^[1,2].

目前基于机翼后缘连续变弯度的研究主要集中在变形原理、执行机构和结构设计^[3-5], 而在气动外形设计方面的研究较少. Gaspari等人^[6]以支线客机为研究对象, 基于欧拉方程的流场求解方法研究了机翼连续变弯度对飞机性能的影响. Yokozeki和Sugiura^[7]通过风洞试验对比研究了连续变弯度翼型和有缝变弯度翼型的气动特性, 结果表明连续变弯度翼型具有更好的升力特性. Nguyen等人^[8]采用面元法加黏性修正的气动力模型和结构有限元模型研究了考虑静气弹

引用格式: 郭同彪, 白俊强, 李立, 等. 民用客机变弯度机翼优化设计. 中国科学: 技术科学, 2018, 48: 55–66
Guo T B, Bai J Q, Li L, et al. The morphing trailing-edge wing optimization design of the civil aircraft (in Chinese). Sci Sin Tech, 2018, 48: 55–66, doi: 10.1360/N092016-00362

变形的变弯度机翼减阻优化设计. Kaul和Nguyen^[9]研究了不同后缘变弯形式对翼型气动特性的影响. Lyu和Martins^[10]以CRM构型的机翼为研究对象, 研究了后缘变弯度对气动特性的影响及其外形优化设计. 国内对于后缘变弯度对气动特性影响的研究较少, 且主要针对二维翼型^[11~13]. 此外, 在基于高精度的流场求解方法研究变弯度机翼优化设计时, 国内外公开文献均没有考虑全机力矩配平, 无法保证设计结果在力矩配平后仍然可以获得同样的阻力减小量. 针对以上问题, 本文基于民用客机机翼-机身-平尾构型, 采用RANS方程作为数值求解方法, 开展考虑全机俯仰力矩配平的变弯度机翼优化设计.

在采用RANS方程进行流场求解的气动优化设计中, 虽然非梯度类优化算法可以获得全局最优解, 但计算量巨大, 很难实际操作; 而基于梯度的气动优化设计由于计算量较小受到广泛欢迎. 使用梯度法的关键在于高效准确地计算目标函数对设计变量的梯度. 伴随方程法通过求解流场控制方程的伴随方程来计算目标函数关于所有设计变量的导数, 其计算量与设计变量个数基本无关, 在处理三维复杂外形的气动优化设计中体现出了巨大的优势. 国外已经在基于伴随方程法的气动外形优化设计技术方面进行了大量深入的研究工作, 而且发展了软件工具, 如斯坦福大学飞行器设计实验室开发的SU2开源程序软件^[14]、法国宇航院ONERA开发的elsA软件^[15]、德国宇航研究院DLR开发的Tau软件^[16]等. 国内在该方面的研究工作起步较晚, 西北工业大学^[17~19]、南京航空航天大学^[20,21]、中国空气动力发展研究中心^[22,23]等, 开展了相关研究, 获得了一定的研究成果.

本文针对大型民用宽体客机全机构型的变弯度机翼优化设计问题, 以CRM标模作为研究对象, 采用基于伴随方程法的梯度优化算法进行了气动减阻优化设计, 并研究了全机力矩配平约束对设计结果的影响. 首先, 基于CRM标模开展考虑多约束的气动优化设计, 验证了优化设计系统的可行性, 并将优化结果作为开展变弯度机翼减阻研究的初始构型. 然后, 针对不同巡航升力系数分别进行了考虑和不考虑全机力矩配平约束的气动减阻优化设计, 研究了后缘连续变弯度对全机气动特性的影响, 并对比了有/无考虑力矩配平的优化设计结果, 证明了考虑全机力矩配平的必要性.

2 基于FFD技术的气动外形参数化方法

FFD方法以弹性体受力后变形的思想实现几何参数化过程^[24]. 该方法无需对初始外形进行拟合, 能够准确描述曲线、曲面和三维几何体的外形, 并能方便地应用于整体和局部外形设计.

采用FFD方法对研究对象几何进行参数化的过程主要包括以下几步: 首先, 构建FFD控制体, 将研究对象嵌入控制体内(图1); 其次, 基于控制体构建局部坐标系, 并建立研究对象的局部坐标、全局坐标(笛卡儿坐标系)与控制体顶点(即FFD控制点)之间的映射关系, 表达式为

$$\mathbf{X}_{\text{FFD}}(s, t, u) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n \mathbf{P}_{i,j,k} B_{il}(s) B_{jm}(t) B_{kn}(u), \quad (1)$$

式中, $\mathbf{X}_{\text{FFD}}$ 为控制体内任一几何点在笛卡儿坐标系内的坐标值, s, t, u 为该点的局部坐标值, $\mathbf{P}_{i,j,k}$ 为FFD控制点的全局坐标, $B_{il}(s)$, $B_{jm}(t)$, $B_{kn}(u)$ 分别为 l, m, n 次Bernstein多项式基函数. 在变形过程中, 几何点的局部坐标保持不变, 当FFD控制点的位置发生变化时, 可通过上式求得任意几何点变形后的全局坐标, 从而获得变形之后的几何外形.

本文基于FFD技术实现机翼气动外形参数化、机翼后缘连续变弯度参数化和平尾整体偏转(图1). 控制机翼型面的FFD控制点共有420个, 其中沿展向分布10个, 沿弦向分布21个, 垂直于弦向2个.

控制机翼后缘变弯度的FFD控制点共有140个, 其

图1 (网络版彩图)全机构型的FFD控制体

中沿展向分布10个,沿弦向分布7个,垂直于弦向2个.后缘变弯度时,同一展向位置的14个FFD控制点绕同一转轴偏转,以控制相应展向位置机翼剖面的后缘变弯度,转轴为经过变弯度襟翼前端与弦线的交点、方向沿机翼展向的直线.这种机翼后缘变弯度方式可在“VCCTEF”系统的基础上简化得到,一方面保证了工程可实现性,另一方面采用简单的变弯度方式便于探究后缘变弯度对民机气动特性的影响机理.

平尾的偏转通过扭转包围平尾的FFD控制点实现,转轴为连接平尾翼根和翼梢40%弦向位置的直线.在优化中,力矩配平应通过偏转平尾实现,而非机翼的变形;为此,俯仰力矩系数对平尾偏转角度的梯度相比其他设计变量作了缩放处理,本文放大了25倍.

3 流场数值求解方法

本文采用基于RANS方程的流场评估方法,控制方程为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = \mathbf{J}, \quad (2)$$

式中, $\mathbf{U}=\{\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E\}$ 为解向量, E 为单位质量气体的总能量, $\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$ 为通量项, $\mathbf{J}$ 为源项. 流场求解采用全湍计算,湍流模型为S-A(Spalart-Allmaras). 空间离散格式为二阶中心差分格式,采用LU-SGS(lower-upper symmetric gauss-seidel)方法进行隐式求解.

CRM是第4届和第5届阻力预测会议的标准模型,是典型的跨声速民用客机构型^[25]. 以该模型的翼身组合体构型为计算对象,采用本文流场求解器对典型试验状态^[26] (马赫数 $Ma=0.85$, 雷诺数 $Re=5.0 \times 10^6$) 进行气动特性评估,来验证流场求解方法的可靠性. 在不同升力系数(C_L)下,试验与计算的阻力系数对比如表1所示,可以看出,本文流场评估方法计算的阻力系数与试验结果基本一致. $C_L=0.486$ 时机翼典型剖面的压力系数分布对比如图2所示,可以看出,计算结果与试验结果吻合得较好. 综上,本文采用的流场求解器是可靠的.

4 离散伴随方程法

基于离散伴随方程法可以获得离散流场解和目标函数的数值精确导数,且边界条件无需特殊处理,因

表1 不同升力系数下试验和计算的阻力系数对比

Parameter	$C_L=0.457$	$C_L=0.486$	$C_L=0.520$	$C_L=0.559$
Experient	0.02275	0.02406	0.02592	0.02857
Present method	0.02259	0.02391	0.02590	0.02886

此本文采用离散伴随方程求解目标函数对设计变量的梯度.

在气动优化中目标函数 Z 通常包括升力系数、阻力系数、力矩系数等,可通过对计算网格进行积分得到,表达式可写为

$$Z = Z(\mathbf{U}(\mathbf{y}), \mathbf{M}(\mathbf{y})), \quad (3)$$

式中, $\mathbf{y}$ 为气动外形参数化的设计变量, $\mathbf{M}$ 为计算网格坐标. 当设计变量 $\mathbf{y}$ 给定时,通过参数化方法和动网格技术可以求解得到气动外形的表面网格和空间网格;同样,流场解向量 $\mathbf{U}$ 也是唯一确定的;因此上式中解向量和计算网格写为 $\mathbf{U}(\mathbf{y})$ 和 $\mathbf{M}(\mathbf{y})$.

当采用流场控制方程求得定常流场解时,式(2)可写为空间离散的定常流动控制方程组 R :

$$R = R(\mathbf{U}(\mathbf{y}), \mathbf{M}(\mathbf{y})) = 0. \quad (4)$$

将式(3)和(4)分别微分,得到:

$$\frac{dZ}{d\mathbf{y}} = \frac{\partial Z}{\partial \mathbf{U}} \frac{d\mathbf{U}}{d\mathbf{y}} + \frac{\partial Z}{\partial \mathbf{M}} \frac{d\mathbf{M}}{d\mathbf{y}}, \quad (5)$$

$$\frac{\partial R}{\partial \mathbf{U}} \frac{d\mathbf{U}}{d\mathbf{y}} + \frac{\partial R}{\partial \mathbf{M}} \frac{d\mathbf{M}}{d\mathbf{y}} = 0, \quad (6)$$

将式(6)代入式(5),得到:

$$\frac{dZ}{d\mathbf{y}} = \left[\frac{\partial Z}{\partial \mathbf{M}} - \frac{\partial Z}{\partial \mathbf{U}} \left(\frac{\partial R}{\partial \mathbf{U}} \right)^{-1} \frac{\partial R}{\partial \mathbf{M}} \right] \frac{d\mathbf{M}}{d\mathbf{y}}. \quad (7)$$

式(7)求解涉及矩阵求逆,对于大规模矩阵,计算量巨大,为此引入伴随变量 $\boldsymbol{\psi}$:

$$\boldsymbol{\psi}^T = \frac{\partial Z}{\partial \mathbf{U}} \left(\frac{\partial R}{\partial \mathbf{U}} \right)^{-1}. \quad (8)$$

则可以将矩阵求逆的过程化为一个求解线性方程组,即伴随方程:

$$\left(\frac{\partial R}{\partial \mathbf{U}} \right)^T \boldsymbol{\psi} = \left(\frac{\partial Z}{\partial \mathbf{U}} \right)^T. \quad (9)$$

通过上式求解得到 $\boldsymbol{\psi}$ 后,代入式(7)得到:

图2 (网络版彩图) $C_L=0.486$ 时试验与计算的压力系数分布对比. (a) 13.06%; (b) 28.28%; (c) 50.24%; (d) 72.68%

$$\frac{dZ}{dy} = \left(\frac{\partial Z}{\partial \mathbf{M}} - \psi^T \frac{\partial R}{\partial \mathbf{M}} \right) \frac{d\mathbf{M}}{dy}. \quad (10)$$

以上即为通过离散伴随方法求解目标函数对设计变量的梯度的过程. 其中, $\partial Z/\partial \mathbf{M}$ 和 $\partial Z/\partial \mathbf{U}$ 分别为目标函数对计算网格和流场解向量的偏导数, 在收敛流场解的基础上求导即可得到; $d\mathbf{M}/dy$ 为计算网格对设计变量的导数, 通过参数化方法和动网格技术的数学模型可以直接计算得到; $\partial R/\partial \mathbf{M}$ 和 $\partial R/\partial \mathbf{U}$ 分别为流场残差对计算网格和流场解向量的偏导数, 在流场计算中可求得该项. 采用离散伴随方法求解梯度的计算量主要体现在伴随式(9)的求解, 本文采用广义最小残量

算法^[27](general minimum residual, GMRES)求解伴随方程.

5 优化设计系统

优化设计系统主要由基于FFD技术的气动外形参数化模块、网格自动生成模块、流场求解模块、伴随方程模块和优化搜索模块组成. 优化流程如图3所示. 梯度优化算法采用序列二次规划算法^[28], 该算法具有较高的效率, 且能够处理大规模函数约束; 虽然局部算法只能得到局部最优解, 且优化结果对初值选择有依赖性, 但文献^[29]针对CRM机翼构型的研究指出,

图3 优化流程流程图

当选择的初值不同时, 梯度优化算法会收敛到不同的局部最优解, 但是这些局部最优解接近, 且气动性能相差较小, 阻力系数相差小于0.1 count(1 count=0.0001)。

6 不考虑后缘变弯度的全机构型优化设计

研究后缘连续变弯度对气动特性影响需要一个综合气动特性较好的构型, 作为变弯度机翼优化设计的初始构型。为此, 本文针对CRM机翼/机身/平尾构型开展考虑多约束的气动减阻优化设计。优化设计状态为马赫数 $Ma=0.85$, 设计升力系数 $C_L=0.5$, 雷诺数 $Re=40.0 \times 10^6$, 优化目标为阻力系数 C_D 最小, 优化设计变量包括来流攻角 α 、包围机翼FFD控制点的Z向位移(共420个设计变量)以及包围平尾FFD控制点绕转

轴的偏转角度(共1个设计变量)。

阻力发散特性是宽体客机气动设计的重要指标, 一种常用的阻力发散特性的评价标准是在固定巡航升力系数条件下, 马赫数较巡航马赫数增加0.02时, 阻力系数增量小于20 counts。此外, 在气动设计中, 必须对机翼的厚度进行约束, 以保证机翼具有一定的结构高度。本文在优化中沿机翼展向每个FFD控制剖面均添加了厚度约束, 保证优化后机翼各剖面翼型的相对厚度 $\bar{t}$ 不小于初始值。此外, 在优化中添加了全机俯仰力矩 C_M 配平约束。综上, 该优化问题的数学模型可描述为

$$\begin{aligned} \min \quad & C_{D_{Ma0.85}} \\ \text{s.t.} \quad & \begin{cases} C_L = 0.5, C_M = 0, \\ C_{D_{Ma0.87}} - C_{D_{Ma0.85}} \leq 0.002, \\ \bar{t} \geq \bar{t}_{\text{initial}}. \end{cases} \end{aligned} \quad (11)$$

优化前后全机构型气动力系数对比如表2所示, 从表中可知, 阻力系数降低了5.9 counts, 力矩系数由-0.0489变为0, 实现了全机配平。优化前后设计点的机翼上表面压力分布对比如图4所示, 从图中可以看出, 初始构型机翼上表面有明显的激波, 优化后激波基本消除。此外, 通过该算例验证了本文建立的考虑全机配平的气动优化设计系统的可行性。

表2 初始构型和优化构型气动特性对比

Configuration	Ma	C_L	C_D	C_M
Original	0.85	0.5	0.02407	-0.0489
Optimized	0.85	0.5	0.02348	0.000

图4 (网络版彩图)优化前后压力系数分布对比。(a) Original; (b) Opt_no_morphing

7 后缘连续变弯度机翼优化设计

大型民用客机在实际飞行时巡航升力系数并非严格等于设计升力系数,而是在其附近范围内变化。下面以上节优化得到的全机构型为基准构型,针对不同巡航升力系数,开展变弯度机翼的单点优化设计,研究机翼后缘变弯度下全机气动特性的影响;并探索考虑全机力矩配平约束的必要性。为此,本文进行了不考虑配平约束和考虑配平约束两轮优化设计;优化设计状态为 $Ma=0.85$, $Re=50.0\times 10^6$ 时, C_L 分别为0.47, 0.50, 0.53, 优化目标为阻力系数最小。

第一轮优化设计(变弯度不配平构型)不考虑全机俯仰力矩配平约束,设计变量包括来流攻角 α 和除翼根外的9个FFD控制剖面(图5)的后缘偏转角度 β 。在优化中,机翼各剖面变弯的范围为后缘30%弦长(图5),偏转角度范围为 $-3^\circ\sim+3^\circ$ 。该优化问题的数学模型可描述为

$$\begin{aligned} \min \quad & C_D, \\ \text{Vary} \quad & \alpha, \beta, \\ \text{s.t.} \quad & C_L = 0.47, 0.50, 0.53. \end{aligned} \quad (12)$$

第二轮优化设计(变弯度配平构型)考虑全机俯仰力矩配平约束,设计变量除 α, β 外,还包括平尾的偏转角度 η ,以保证优化构型的力矩配平。该优化问题的数学模型可描述为

$$\begin{aligned} \min \quad & C_D, \\ \text{Vary} \quad & \alpha, \beta, \eta, \\ \text{s.t.} \quad & \begin{cases} C_L = 0.47, 0.50, 0.53, \\ C_M = 0. \end{cases} \end{aligned} \quad (13)$$

图5 (网络版彩图)机翼后缘变弯度控制剖面的展向位置

7.1 优化设计结果对比

考虑到客机的巡航升阻特性针对全机配平构型,为了更加准确地对比变弯度机翼优化设计的减阻效果,本文将后缘变弯度优化前后所有构型通过偏转平尾实现全机俯仰力矩配平。配平后各升力系数下的气动力系数对比如表3所示,其中“ C_{L_Tail} ”表示各个构型全机力矩配平时,平尾提供的升力系数。从表中可知, $C_L=0.47$ 时,不考虑全机力矩配平约束时阻力系数降低1.34%,考虑全机力矩配平约束时减阻1.46%; $C_L=0.5$ 时,前者阻力系数增加0.07%,后者减阻0.15%; $C_L=0.53$ 时,前者阻力系数增加0.04%,后者减阻0.8%。值得一提的是,当不进行力矩配平时,各升力系数下,不考虑全机力矩配平约束优化的阻力系数较不变弯度构型均降低,但配平后,在 $C_L=0.5$ 和 $C_L=0.53$ 时阻力反而有所增加。综上所述可以看出,在变弯度机翼优化设计中,考虑全机力矩配平约束是十分必要的。

表3 初始构型和优化构型力矩配平后气动特性对比

构型	C_L	C_D	ΔC_D	C_{L_Tail}
不变弯度优化构型	0.47	0.022726	0.00%	-0.0294
	0.50	0.023480	0.00%	-0.0302
	0.53	0.025189	0.00%	-0.0308
变弯度不配平优化构型	0.47	0.022421	-1.34%	-0.0237
	0.50	0.023497	+0.07%	-0.0325
	0.53	0.025199	+0.04%	-0.0374
变弯度配平优化构型	0.47	0.022394	-1.46%	-0.0226
	0.50	0.023445	-0.15%	-0.0283
	0.53	0.024998	-0.80%	-0.0287

两轮优化不同升力系数下机翼各控制剖面翼型的后缘偏转角度 β 如图6所示, 其中后缘下偏为正. 从图中可以看出, $C_L=0.47$ 时, 两轮优化总体趋势为各剖面后缘上偏, 且第一轮优化内翼段后缘上偏角较大, 外

图6 (网络版彩图)优化后各控制剖面翼型后缘偏转角度

翼段上偏角较小; $C_L=0.50$ 时, 两轮优化各剖面后缘偏转角在 0° 附近摆动; $C_L=0.53$ 时, 第一轮优化下偏转角度先增加后减小, 第二轮优化从内翼段到外翼段下偏角逐渐减小. 总体来说, 各升力系数下, 第一轮优化内翼段下偏转角度比第二轮优化小, 外翼段下偏转角度比第二轮优化大.

7.2 后缘连续变弯度对机翼压力分布影响分析

本小节将不变弯度构型与两轮变弯度优化构型配平后机翼典型剖面的压力分布进行对比, 研究后缘连续变弯度对机翼压力分布的影响, 并分析两轮优化设计结果的异同.

图7为 $C_L=0.47$ 时不变弯构型与两轮变弯度优化构型机翼的剖面压力系数分布对比图. 从图中可以看出, 内翼段压力分布形态基本不变; 两轮优化均降低了外翼段激波强度, 相比而言, 考虑全机力矩配平约束优化构型激波减弱更明显.

图7 (网络版彩图)优化前后剖面压力系数分布对比($C_L=0.47$). (a) $Y=5.0$; (b) $Y=8.9$; (c) $Y=14.6$; (d) $Y=18.3$; (e) $Y=22.0$; (f) $Y=25.7$

图8为 $C_L=0.50$ 时不变弯构型与两轮变弯度优化构型机翼的剖面压力系数分布对比图。从图中可以看出,优化后内翼段压力分布形态基本不变;外翼段激波强度减弱,且考虑全机力矩配平约束优化构型激波减弱更明显。

图9为 $C_L=0.53$ 时不变弯构型与两轮变弯度优化构型机翼的剖面压力系数分布对比图。从图中可以看出,优化后内翼段激波强度改善较小;外翼段激波强度明显减弱,且考虑全机力矩配平约束优化构型激波减弱更明显。

总体上说,开展机翼后缘变弯度优化设计后,各升力系数下机翼激波强度均有所减弱,且考虑全机力矩配平约束优化构型激波减弱更明显。优化升力系数小于初始构型设计升力系数时,两轮优化外翼段后缘均上偏(图6),双激波压力分布形态得到改善,明显减

弱了第二个激波的强度;优化升力系数与初始构型设计升力系数相等时,激波强度减弱但不明显;在大升力系数下,外翼段上偏,减弱了激波强度,相比而言,不考虑力矩配平约束优化构型增加了激波后气流的二次加速,使得激波后压力上翘更明显,外翼段形成了明显的双激波压力分布形态。

7.3 后缘变弯度对机翼升力系数分布影响分析

本小节将不变弯度构型与两轮变弯度优化构型配平后机翼的展向升力系数分布进行对比,研究后缘连续变弯度对机翼展向升力系数分布的影响,并分析两轮优化设计结果的异同。

图10(a)为 $C_L=0.47$ 时不变弯度构型与两轮变弯度优化构型机翼的展向升力系数分布;其中,“最佳升力

图8 (网络版彩图)优化前后控制剖面压力系数分布对比($C_L=0.50$). (a) $Y=5.0$; (b) $Y=8.9$; (c) $Y=14.6$; (d) $Y=18.3$; (e) $Y=22.0$; (f) $Y=25.7$

图9 (网络版彩图)优化前后控制剖面压力系数分布对比($C_L=0.53$). (a) $Y=5.0$; (b) $Y=8.9$; (c) $Y=14.6$; (d) $Y=18.3$; (e) $Y=22.0$; (f) $Y=25.7$

系数分布”为根据机翼椭圆形环量分布得到的最佳升力系数分布. 从图中可知, 两轮优化均使载荷内移, 远离最佳升力系数分布, 且考虑力矩配平约束优化构型内移更明显.

图10(b)为 $C_L=0.50$ 时不变弯构型与两轮变弯度优化构型的展向升力系数分布对比图; 可以看出, 不考虑配平约束优化构型载荷分布变化较小, 而考虑配平约束优化构型载荷内移, 远离最佳升力系数分布.

图10(c)为 $C_L=0.53$ 时不变弯构型与两轮变弯度优化构型的展向升力系数分布对比图. 从图中可知, 不考虑配平约束优化构型载荷分布明显外移, 趋近最佳升力系数分布; 而考虑配平约束优化构型载荷略微内移, 远离最佳升力系数分布.

总体来说, 采用后缘变弯度优化设计后, 对于不考虑力矩配平约束优化构型, 在小升力系数下载荷内移, 远离最佳升力系数分布, 在大升力系数下载荷外

移, 趋近最佳升力系数分布; 对于考虑力矩配平约束优化构型, 各升力系数下载荷均有所内移, 远离最佳升力系数分布. 相比而言, 在各升力系数下, 不考虑力矩配平约束优化构型的升力系数分布更加靠外, 以趋近最佳升力系数分布, 可以推断其具有较小的诱导阻力.

7.4 不考虑力矩配平约束优化的减阻效果再分析

由表3可知, 在各升力系数下, 通过偏转平尾配平后, 不考虑全机力矩配平约束优化构型减阻量均小于考虑全机力矩配平约束优化构型, 且在 $C_L=0.5$ 和 $C_L=0.53$ 时阻力系数大于初始构型. 本小节将简要分析不考虑全机力矩配平约束优化构型减阻量较小的原因.

不考虑全机力矩配平约束的优化中, 在各个升力系数下, 其升力系数分布相比于考虑全机力矩配平约束优化构型的设计结果靠外, 趋近最佳升力系数分布

图 10 (网络版彩图)优化前后机翼展向升力系数分布. (a) $C_L=0.47$; (b) $C_L=0.50$; (c) $C_L=0.53$

图 11 (网络版彩图)“变弯度不配平优化构型”通过偏转平尾配平前后剖面压力系数分布对比. (a) 配平前, $Y=18.3$ m; (b) 配平后, $Y=18.3$ m

(图10), 以获得更小的诱导阻力. 然而, 由于机翼后掠角较大, 载荷外移降低机翼的俯仰力矩, 当进行全机力矩配平时, 需要平尾提供更大的负升力(表3), 进而增加配平阻力, 使得力矩配平后减阻量降低.

另一方面, 不考虑全机力矩配平约束构型通过偏

转平尾配平后, 机翼剖面的载荷和压力分布形态也会产生略微变化, 进而偏离最优, 图11为不考虑配平约束优化构型通过偏转平尾配平前后剖面的压力分布对比图. 从图中可以看出, 在不同升力系数下, 配平后激波强度均有所增加.

8 讨论与结论

采用离散伴随技术求解气动参数对设计变量的梯度, 基于FFD方法对全机构型进行参数化, 并采用RANS方程作为流场评估方法, 搭建了气动优化设计系统. 机翼的后缘变弯度方式可视为“VCCTEF”系统的简化, 保证了其工程可实现性. 研究了机翼后缘连续变弯度对巡航气动特性的影响, 并通过开展考虑和不考虑全机力矩配平两轮优化设计, 探究了在变弯度机翼优化设计中考虑力矩配平的必要性.

在变弯度机翼优化设计中, 通过改变机翼后缘弯度改善了机翼压力分布形态, 减弱了激波强度; 不考虑全机配平约束优化构型的升力系数分布相比于考

虑全机配平约束优化构型靠外, 更加趋近最佳升力系数分布, 但载荷外移降低了机翼的俯仰力矩, 进而增加了全机配平升力损失, 通过偏转平尾安装角配平后, 各升力系数下的阻力系数均大于考虑力矩配平的优化构型. 因此, 在变弯度机翼优化设计中, 有必要考虑力矩配平约束.

在开展机翼后缘变弯度优化设计中, 初始构型的选择至关重要. 本文基于CRM机翼/机身/平尾构型开展考虑多约束的气动减阻优化设计, 将优化结果作为变弯度机翼优化设计的初始构型, 研究结果具有一定代表性. 但为了更加全面探究机翼后缘变弯度对民机气动特性的影响, 有必要基于不同设计理念、不同巡航状态优化得到的民机构型, 开展变弯度机翼的研究.

参考文献

- Urnes J, Nguyen N, Dykman J. Development of variable camber continuous trailing edge flap system. In: NASA Fundamental Aeronautics 2012 Technical Conference. Cleveland: NASA, 2012
- Urnes J, Nguyen N, Ippolito C, et al. A mission adaptive variable camber flap control system to optimize high lift and cruise lift-to-drag ratios of future N+3 transport aircraft. In: 51th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Grapevine: AIAA, 2013. 1–7
- Kota S. Shape control of adaptive structures using compliant mechanisms. Technical Report. Ann Arbor: Dept. of Mechanical Engineering and Applied Mechanics, 2000
- Lu K J, Kota S. Design of compliant mechanisms for morphing structural shapes. *Jnl Intell Mat Syst Struct*, 2003, 14: 379–391
- Sofla A Y N, Meguid S A, Tan K T, et al. Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges. *Mater Des*, 2010, 31: 1284–1292
- Gaspari A De, Ricci S, Antunes A, et al. Application of active camber morphing concept to a regional aircraft. In: 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference. National Harbor: AIAA, 2014. 1–13
- Yokozeki T, Sugiura A. Development and wind tunnel test of variable camber morphing wing. In: 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference. Reston: AIAA, 2014. 1–13
- Lebofsky S, Ting E, Nguyen N. Multidisciplinary drag optimization of reduced stiffness flexible wing aircraft with variable camber continuous trailing edge flap. In: 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Kissimmee: AIAA, 2015. 1–5
- Kaul U K, Nguyen N T. Drag optimization study of variable camber continuous trailing edge flap using overflow. In: 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Atlanta: AIAA, 2014. 6–16
- Lyu Z, Martins J R R A. Aerodynamic shape optimization of an adaptive morphing trailing-edge wing. *J Aircraft*, 2015, 52: 1951–1970
- 陈钱, 白鹏, 尹维龙, 等. 可连续光滑偏转后缘的变弯度翼型气动特性分析. *空气动力学学报*, 2010, 28: 46–53
- 郭同彪, 白俊强, 杨体浩. 后缘连续变弯对跨音速翼型气动特性影响研究. *航空学报*, 2016, 37: 513–521
- 梁煜, 单肖文. 大型民机翼型变弯度气动特性分析与优化设计. *航空学报*, 2016, 37: 790–798
- Economou T D, Palacios F, Copeland S R, et al. SU2: An open-source suite for multiphysics simulation and design. *AIAA J*, 2016, 54: 828–846
- Carrier G, Destarac D, Dumont A, et al. Gradient-based aerodynamic optimization with the elsA software. In: 52nd Aerospace Sciences Meeting. National Harbor: AIAA, 2014. 1–13
- Schwaborn D, Gerhold T, Heinrich R. The DLR TAU-code: Recent applications in research and industry. In: ECCOMAS CFD 2006: Proceedings of the European Conference on Computational Fluid Dynamics. Egmond aan Zee: ECCOMAS, 2006. 9–5
- 陈颂, 白俊强, 史亚云, 等. 民用客机机翼/机身/平尾构型气动外形优化设计. *航空学报*, 2015, 36: 3195–3207
- 左英桃, 傅林, 高正红, 等. 机翼-机身-短舱-挂架外形气动优化设计方法. *航空动力学学报*, 2013, 28: 2009–2015
- 熊俊涛, 乔志德, 杨旭东, 等. 基于黏性伴随方法的跨声速机翼气动优化设计. *航空学报*, 2007, 28: 281–286
- 唐智礼. 约束最优控制理论及其在气动优化中的应用. *力学学报*, 2007, 39: 273–277

- 21 徐兆可, 夏健, 高宜胜. 基于三维非结构网格的连续伴随优化方法. 南京航空航天大学学报, 2015, 47: 145–152
- 22 吴文华, 范召林, 陈德华, 等. 基于伴随算子的大飞机气动布局精细优化设计. 空气动力学学报, 2012, 30: 719–724
- 23 李彬, 邓有奇, 唐静, 等. 基于三维非结构混合网格的离散伴随优化方法. 航空学报, 2014, 35: 674–686
- 24 Sederberg T W, Parry S R. Free-form deformation of solid geometric models. [SIGGRAPH Comput Graph](#), 1986, 20: 151–160
- 25 Vassberg J C, DeHaan M A, Rivers S M, et al. Development of a common research model for applied CFD validation studies. In: 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences. Reston: AIAA, 2008
- 26 Levy D W, Laflin K R, Tinoco E N, et al. Summary of data from the fifth computational fluid dynamics drag prediction workshop. [J Aircraft](#), 2014, 51: 1194–1213
- 27 Saad Y, Schultz M H. GMRES: A generalized minimal residual algorithm for solving nonsymmetric linear systems. [SIAM J Sci Stat Comput](#), 1986, 7: 856–869
- 28 Nocedal J, Wright S J. Numerical Optimization. New York: Springer, 1999. 526–572
- 29 Lyu Z, Kenway G K W, Martins J R R A. Aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing benchmark. [AIAA J](#), 2015, 53: 968–985

The morphing trailing-edge wing optimization design of the civil aircraft

GUO TongBiao¹, BAI JunQiang¹, LI Li¹ & CHEN Song²

¹ School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

² Hubei Space Vehicle Research Institute, Wuhan 430040, China

The research on the aerodynamic optimization design of applying the continuous trailing-edge variable camber wing to the civil aircraft is presented, and the necessity of considering pitch moment trimming in the optimization design is explored. The free-form deform (FFD) technique is used to accomplish the parameterization of the wing shape, the trailing-edge camber and the rotation of the horizontal tail. The discrete adjoint technique based on RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) equations is used to solve the gradients of aerodynamic coefficients with regard to design variables, and the sequential quadratic programming is used to carry the gradient-based optimization design. Based on the common research model (CRM), a single target optimization with constraints is carried to reduce the aerodynamic drag, and the feasibility of the optimization system is confirmed. Then, in different cruise lift coefficients, the trailing-edge variable camber wing optimizations are carried with and without moment trimming respectively. The optimization results show that by trailing-edge morphing, the spanwise lift coefficient distribution is improved and the wave strength is reduced; in order to achieve the optimized design result, it is a necessity to consider the moment trimming constraint.

continuous trailing-edge variable camber, discrete adjoint, aerodynamic optimization design, moment trimming, lift coefficient distribution

doi: 10.1360/N092016-00362