考虑抖振特性的变弯度机翼设计研究

雷锐午, 白俊强*, 许丹阳, 马世伟, 惠心雨, 汪辉

西北工业大学航空学院, 西安 710072

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

收稿日期: 2019-03-05; 接受日期: 2019-04-29; 网络版发表日期: 2019-11-25

“十二五”民用飞机预研项目、航空科学基金(编号: 20161453011)、国家自然科学基金(批准号: 51806178)和国家重点专项(编号: MJ-2015-F-010)资助项目

摘要 变弯度技术可以提升大升力系数下机翼的抖振特性, 对于提高民航客机的综合性能具有重要意义. 构造了光滑、连续、可微的定量描述激波-附面层干扰导致的分离强度演变规律的分离函数, 实现了适用于大规模精细化气动外形优化的抖振始发特性评估方法. 基于典型的民用客机标模, 开展了考虑抖振性能约束的机翼后缘变弯度减阻优化设计研究. 结果表明采用后缘变弯度技术, 在1.3g抖振点减弱激波以及激波附面层干扰导致的流动分离强度, 可以获得1.89%的减阻量. 以设计点阻力最小进行优化, 设计点机翼后缘能够以更大的逆压梯度进行压力恢复; 同时在1.3g抖振状态减小逆压梯度, 降低分离强度, 从而减弱了抖振性能约束对设计点产生的影响. 在俯仰力矩配平条件下, 获得接近1%的减阻收益. 因此结合分离函数预测抖振特性的气动优化设计方法可以对变弯度机翼进行深入的优化设计, 让机翼的变弯度收益具备更为实际的参考价值.

关键词 变弯度机翼, 抖振性能约束, 民用客机, 1.3g抖振点, 气动外形优化

1 引言

民用航空污染排放对地球环境的影响与日俱增, 引起了人们广泛的关注^[1]. 此外, 燃油价格的不断上涨导致航空公司的运营成本居高不下^[2]. 这两方面的因素要求未来民航客机必须具备更高的经济性和环保性.

从第一代喷气式客机诞生以来, 飞行器设计研究人员不断探索各种新型的节能减排技术. 就民用客机来说, 应用前景较为广阔的一种就是机翼变弯度技术^[3], 即通过变弯度使得机翼在不同飞行工况下改变

外形, 在巡航任务剖面中减小阻力, 从而降低排放. 目前波音787采用的是巡航襟翼技术, 即通过一部分后缘襟翼和副翼的偏转来优化不同巡航条件下的气动性能. 虽然这种技术可以获得一定的减阻量, 但是后缘装置偏转的角度有限, 只能在几个固定的角度偏转, 无法充分发掘不同飞行状态下最佳的气动性能. 除巡航襟翼技术之外还有一类后缘变弯装置. 比如FlexSys的FlexFoil^[4,5]利用光滑的连续变形来改变展向的弯度分布和后缘襟翼偏角; 波音公司和美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)已经联合开展的“可连续变弯度后缘襟翼

引用格式: 雷锐午, 白俊强, 许丹阳, 等. 考虑抖振特性的变弯度机翼设计研究. 中国科学: 技术科学, 2020, 50: 161–174

Lei R W, Bai J Q, Xu D Y, et al. Research on variable camber wing of civil aircraft considering buffeting characteristics (in Chinese). Sci Sin Tech, 2020, 50: 161–174, doi: [10.1360/SST-2019-0083](https://doi.org/10.1360/SST-2019-0083)

VCCTEF(Variable Camber Continuous Triling Flap System)”项目^[6], 即通过在传统机翼上加入“VCCTEF”系统来进一步改善飞机在不同巡航阶段的升阻特性. 第二种变弯度技术可以在传统机翼上进行改装, 通过可以连续变化的偏角来获得不同飞行状态下的最大减阻量, 具有较大的应用前景. 本文主要对第二种变弯度技术进行优化设计研究.

起初大部分机翼后缘变弯度的研究集中在实现机构以及变形原理方面^[7,8]. 之后学者开始针对后缘变弯在气动外形设计中的收益开展研究. De Gaspari等人^[9]研究了在支线客机上采用机翼后缘变弯度的效果. 通过采用速度势方程对后缘偏转角度进行优化, 在升力系数(C_L)0.35~0.60区间均获得了超过0.5的升阻比提升. 进一步, Yokozeki和Sugiura^[10]通过风洞试验验证了变弯度翼型的实际增升减阻效果. Lyu和Martins^[11]以Common Research Model (CRM)机翼为研究对象, 采用高可信度评估方法进行后缘变弯度气动优化. 结果表明通过采用后缘变弯度技术, 在设计点可以获得1%的阻力收益, 在非设计点可以获得5%阻力收益. 类似的气动性能提升现象在梁煜和单肖文^[12]、郭同彪等人^[13,14]的研究中也有显著体现.

大量学者研究了变弯度对翼型^[12]、机翼压力分布^[13]和阻力发散^[14]等方面的影响. 但是, 变弯度对抖振特性影响的研究较少. 抖振为激波附面层干扰引起的激波周期性自激振荡现象, 其引起的载荷变化直接影响民用客机的舒适性和疲劳寿命, 是民用客机设计中的关键. 从研究抖振发生和演变机理的角度, 需要采用精确的数值模拟格式比如LES(large eddy simulation)和DNS(direct numerical simulation)等手段对激波和附面层进行精细的非定常模拟^[15]. 从三维机翼的气动设计角度, 需要快速高效的抖振始发边界预测方法进行方案的迭代设计. 精确的抖振模拟手段实现难度和计算代价均较大, 进行气动优化设计会导致难以接受的计算量消耗. 所以在考虑抖振特性的气动设计中, 往往根据定常RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes)计算结果, 采用升力/力矩曲线、后缘压力发散法、激波/分离泡观察法以及表面极限流线等方法进行抖振始发边界的判断^[16]. 进一步, 为了对抖振特性约束下的气动外形进行自动化的寻优设计, 采用升力/力矩曲线或者后缘压力发散法进行抖振始发边界判断, 需要计算出完整的升力、力矩及后缘压力随攻角

变化曲线, 使得优化设计计算量成倍增加, 严重降低优化设计效率(需要对每个优化构型进行完整曲线的计算). 而采用激波/分离泡观察法以及表面极限流线等方法需要设计师基于经验进行判断, 不适合与优化方法结合进行气动外形优化. 以上原因导致考虑抖振特性的机翼后缘变弯度设计相关的研究较少. 传统机翼在气动设计过程中为了满足抖振特性的要求, 往往会牺牲一部分设计点的升阻特性. 加入了后缘变弯度系统的机翼在气动设计过程中, 可以通过后缘变弯来减弱抖振性能约束对于设计点的影响, 使得机翼在设计点的气动性能具备更大的设计潜力.

据研究, 民用客机无量纲化阻力系数每减小1 count(1 count=0.0001), 可增加载重7.56%^[17], 结构重量可降低约842 kg^[18]. 若采用后缘变弯度技术拓宽设计边界, 从而减小其对民用客机性能的影响, 带来设计点性能的微弱提升都将显著提高民用客机的飞行效率. 但是针对该类问题需要发展适用于优化设计的抖振始发特性评估方法, 定量分析后缘变弯度减弱抖振性能约束的实际收益, 相应的机理还有待揭示. 本文的主要目的就是通过开展适用于优化设计的抖振特性评估方法, 研究在考虑抖振特性约束的前提下, 加入后缘变弯度技术之后, 机翼的压力分布形态、激波附面层干扰以及气动特性的变化规律. 为后缘变弯度技术的实际应用及先进民用客机设计提供参考.

2 流场数值模拟

基于运输类飞机适航标准, 结合气动设计要求, 民用客机在1.3g(g为飞行器过载单位, 1g表示1倍飞行器重力)状态下飞机必须具备正常飞行能力, 不出现激波附面层干扰导致的抖振现象^[19]. 在此状态下, 机翼上表面激波较强, 为了合理反映激波和附面层之间的干扰变化趋势, 需要利用高可信度的评估手段进行分析和设计. 在进行三维气动外形优化设计过程中, 流场求解采用了Navier-Stokes方程作为流场控制方程.

在笛卡儿坐标系(x_1, x_2, x_3)下, 定义速度分量为(u_1, u_2, u_3), 采用求和约定惯例, 不计体力和无热源的三维Navier-Stokes方程守恒形式为

$$\frac{\partial \mathbf{w}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{f}_i}{\partial x_i} = \frac{\partial \mathbf{f}_{vi}}{\partial x_i}, \quad (1)$$

其中, $\mathbf{w}$ 是守恒变矢量, $\mathbf{f}_i$ 为无黏通矢量项, $\mathbf{f}_{vi}$ 为黏性通

矢量项, 各项具体表达式如下:

$$\mathbf{w} = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ \rho E \end{Bmatrix}, \mathbf{f}_i = \begin{Bmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_1 + p \delta_{i1} \\ \rho u_i u_2 + p \delta_{i2} \\ \rho u_i u_3 + p \delta_{i3} \\ \rho u_i H \end{Bmatrix},$$

$$\mathbf{f}_{vi} = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{ij} \delta_{j1} \\ \tau_{ij} \delta_{j2} \\ \tau_{ij} \delta_{j3} \\ u_j \tau_{ij} + k \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{Bmatrix}. \quad (2)$$

求解Navier-Stokes方程空间离散采用二阶中心差分格式的有限体积法, 采用LU-SGS(Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel)方法进行隐式求解, 湍流模型为Spalart-Allmaras(S-A). 在求解过程中采用了当地时间步长、多重网格、残值光顺等手段加速流场收敛. 求解器的求解精度可以参考文献[20].

3 抖振始发边界预测方法

诱发升力线斜率/升力下降、后缘压力发散的物理机制是激波和附面层干扰导致的分离强度变化. 本文基于常规抖振始发边界判断方法^[16], 结合跨声速机翼激波-附面层干扰演变规律^[21]和结构拓扑优化中材料插值函数变化关系^[22], 实现了一种适用于大规模精细化气动外形优化的抖振始发边界判断方法. 该方法通过光滑、连续、可微函数对机翼表面激波-附面层干扰诱导的分离区进行积分来表征抖振特性的好坏, 具体公式如下:

$$\text{Sep} = \frac{1}{A_{\text{ref}}} \iint_s \frac{1.0}{1.0 + e^{20\lambda}} dS, \quad (3)$$

$$\lambda = \frac{\mathbf{V} \cdot \mathbf{V}_{\text{freestream}}}{|\mathbf{V}| |\mathbf{V}_{\text{freestream}}|}, \quad (4)$$

式中, $\mathbf{V}$ 为物面流动速度, $\mathbf{V}_{\text{freestream}}$ 为自由来流速度. A_{ref} 为机翼参考面积, S 为机翼外露面积, λ 为缩放因子. 在采用式(3)对激波诱导分离区进行计算过程中, 需要定常RANS计算的流场作为输入, 此时 dS 为每个物面网格单元面积. 所以该式本质上是对机翼表面存在分离区的单元进行积分计算, 以表征激波和附面层干扰导

致的分离强度. 同时为了与基于梯度的优化设计流程相结合, 该式必须在 λ 的取值区间 $[-1, 1]$ 光滑可微. 为了使得 λ 在正负号之间的变化更接近实际情况($\lambda > 0$ 时, 相应网格单元对分离函数的贡献较小; $\lambda < 0$ 时, 需要计及相应网格单元的贡献), 对 λ 进行了适当缩放, 相应的变化曲线如图1所示. 当机翼表面存在分离时 λ 为负值, 积分式中分母较小, 得到的Sep值迅速增加; 当机翼表面为附着流时 λ 为正值, 积分式中分母较大, 得到的Sep值迅速减小接近于0, 所以根据Sep值的大小可以判断分离区的大小. 同时根据Sep的表达式可以看出, 该式通过引入自然对数, 保证了函数光滑可微性质. 虽然采用更大的缩放因子会提高曲线在附着流和分离之间的切换精度, 但会显著提高式(3)在 λ 接近0时的非线性, 降低优化的收敛效率, 因此综合各种情况和使用经验, 本文选取20倍的缩放因子进行后续研究.

从式(3)的数学性质和物理本质可以看出, 通过该式计算得到的Sep值的大小规律与常规采用升力/力矩曲线或者后缘压力发散法进行抖振始发边界判断一致. 在抖振特性判断上可以达到一致的效果, 但是式(3)很好地避免了常规方法需要计算出完整的升力、力矩及后缘压力随攻角变化曲线的问题, 大幅度节省了计算量, 同时也可方便求解设计变量的导数, 使得考虑抖振特性的大规模气动外形优化设计变得可能. 此外, 在跨声速流动中, 随着激波的增强, 激波和附面层干扰导致的流动分离会逐渐变强, 本文的预测结果处于气动力曲线开始出现非线性之后, 需要分离达到一定强度, 因此与气动力非线性起始边界有着本质的区别. 下面选取典型民用客机CRM模型对抖振判断方式进行验证. CRM构型几何参数如表1和图2所示^[23]. 其中, S_{ref} 及 C_{ref} 分别表示计算外形的参考面积和平均气动弦长, b , $A_{C/4}$, AR 分别表示计算构型的展长、1/4

图1 (网络版彩图) λ 不同缩放因子区别

Figure 1 (Color online) Comparison of different scale factors for λ .

表 1 CRM模型几何参数

Table 1 Geometrical parameters of CRM model

参数	数值
S_{ref}	383.7 m^2
C_{ref}	7.0 m
b	58.8 m
$\Lambda_{C/4}$	35°
AR	9

弦长处的后掠角以及展弦比。CRM的设计点马赫数为0.85, 设计升力系数为0.50。采用RANS方程分析工具^[20]在0.85马赫对该外形进行CFD分析, 分别得到升力系数(图3(a))、俯仰力矩系数(图3(b))以及滚转力矩系数(图3(c))随攻角(Alpha)变化曲线。

根据计算得到的曲线, 利用曲线拐折进行抖振始发点的判断。但是“曲线的拐折程度”是一个相对模糊的定性方法。结合跨声速机翼气动系数随攻角变化曲线特征与基于风洞试验数据的抖振始发特性判断方

图 2 CRM型初始外形
Figure 2 Baseline of the CRM configuration.

图 3 (网络版彩图)升力系数(a)、俯仰力矩系数(b)和滚转力矩系数(c)随攻角变化曲线
Figure 3 (Color online) Curve for lift coefficient (a), pitch moment coefficient (b), and rolling moment coefficient (c) to angle of attack.

法^[22], 为了统一判断标准, 减少误差的引入, 文中通过将各个曲线正向平移 0.1° 的处理进行抖振起始点的判断. 两条线的交点即为抖振始发点(图中直线与曲线交点). 通过三条力矩曲线判断得到的抖振始发点较为一致, 均在 3.64° 附近, 此时对应的升力系数为 0.65 , 为 1.3 倍的设计点升力系数, 与气动设计要求和适航标准^[19]符合较好. 因此从适航标准和当前验证结果出发, 后文考虑抖振特性的优化将主要针对 1.3 倍的设计点升力系数状态进行抖振特性的考量. 图4显示了不同攻角下的表面极限流线, 阴影着色部分为流向速度(v_x)小于 0 的区域, 也即分离区. 可以看到, 在小攻角(攻角小于 2.5°)情况下, 物面均为附着流, 且分离区表征函数计算值为 0 (图5); 当攻角增大到 3° 时, 翼面的展向流动逐渐明显, 但并未出现分离区; 而攻角进一步增大到 3.64° 时, 激波强度逐渐增强, 激波与附面层共同作用使得物面出现了分离区域, 且分离区表征函数的斜率迅速增大; 随着攻角的继续增大, 激波和附面层干扰诱导的分离区迅速扩大. 分离表征函数随攻角变化曲线与机翼表面极限流线展示的分离区演变规律一致, 验证了本文提出方法的可行性和正确性.

从常规升力/力矩曲线(图3)与分离表征函数变化曲线(图5)的对比结果可以看出, 文中构建的分离表征函数可以获得与常规升力/力矩曲线相同的变化趋势. 并且该分离表征函数随着流场速度光滑变化, 易于对设计变量求导, 适合与基于梯度的优化设计框架进行结合.

4 离散伴随方程法

对于跨声速民用客机气动外形设计问题, 客机机翼外形的微小改变都会导致明显的升阻特性变化. 对

图4 (网络版彩图)不同攻角的表面极限流线及分离区
Figure 4 (Color online) Surface streamline and separation region of different angle of attack.

图5 (网络版彩图)分离表征函数随攻角变化曲线
Figure 5 (Color online) Curve for separation indicate function to angle of attack.

于该类优化设计问题往往需要大规模设计变量来反映合理的设计空间, 以达到精细化设计的效果. 基于梯度的优化算法结合基于伴随理论的梯度求解方法在该类问题中具有较高的效率, 应用广泛. 本文采用基于伴随理论的优化设计方法开展气动外形优化设计研究.

下面对伴随理论进行介绍, 对于气动外形优化设计问题, 一般可以将目标函数表示为如下形式:

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}(\mathbf{w}(\mathbf{x}), \mathbf{G}(\mathbf{x})), \quad (5)$$

其中, $\mathbf{x}$ 为设计变量, 取决于所选取的参数化方法, $\mathbf{G}$ 为所有网格点坐标构成的向量, $\mathbf{w}$ 为所有流场解构成的向量. 对于一组给定的设计变量 $\mathbf{x}$, 通过后文介绍的参数化方法可以得到气动外形对应的表面网格, 然后在表面网格的基础上结合动网格方法可以得到空间网格 $\mathbf{G}(\mathbf{x})$, 对其进行流场求解可以得到流场解向量 $\mathbf{w}(\mathbf{x})$. 最后对每个网格上的流场解积分可以得到目标函数 $\mathbf{F}$.

当对流场控制方程(1)进行定常流场求解时, 其稳定收敛的流场解残差 $\mathbf{A}$ 可以写为

$$\mathbf{A}(\mathbf{w}(\mathbf{x}), \mathbf{G}(\mathbf{x})) = \mathbf{0}. \quad (6)$$

将式(5)和(6)分别对 $\mathbf{x}$ 求全导数可以得到

$$\frac{d\mathbf{F}}{d\mathbf{x}} = \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{w}} \frac{d\mathbf{w}}{d\mathbf{x}} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{G}} \frac{d\mathbf{G}}{d\mathbf{x}}, \quad (7)$$

$$\frac{d\mathbf{A}}{d\mathbf{x}} = \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{w}} \frac{d\mathbf{w}}{d\mathbf{x}} + \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{G}} \frac{d\mathbf{G}}{d\mathbf{x}} = \mathbf{0}. \quad (8)$$

为了获得目标函数对于设计变量的导数, 需要对式(7)进行求解. 当设计变量较多时, 为了获得式(7) $d\mathbf{w}/d\mathbf{x}$ 项, 需要针对每个设计变量 $\mathbf{x}$ 进行流场扰动求解. 为了节省计算量, 可以将式(8)作为约束条件引入式(7), 消除 $d\mathbf{w}/d\mathbf{x}$ 实现流场计算次数与设计变量个数解耦, 得到

$$\frac{d\mathbf{F}}{d\mathbf{x}} = \left(\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{G}} - \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{w}} \left(\frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{w}} \right)^{-1} \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{G}} \right) \frac{d\mathbf{G}}{d\mathbf{x}}, \quad (9)$$

设 Φ 为伴随算子, 在式(9)中令

$$\Phi = \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{w}} \left(\frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{w}} \right)^{-1}, \text{ 即 } \left(\frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{w}} \right)^T \Phi^T = \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{w}}, \quad (10)$$

最终式(9)可写为

$$\frac{d\mathbf{F}}{d\mathbf{x}} = \left(\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{G}} - \Phi \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \mathbf{G}} \right) \frac{d\mathbf{G}}{d\mathbf{x}}. \quad (11)$$

通过式(9)引入伴随算子, 将大规模矩阵求逆问题转换为大规模线性方程组求解问题. 式(9)中 $\partial \mathbf{F}/\partial \mathbf{G}$ 为目标函数对空间网格的导数, $\partial \mathbf{A}/\partial \mathbf{G}$ 为流场残差对空间网格的导数, 由数值模拟求解器输出得到; $d\mathbf{G}/d\mathbf{x}$ 为空间网格对设计变量的导数, 通过链式法则分解为 $d\mathbf{G}/d\mathbf{S}$ 和 $d\mathbf{S}/d\mathbf{x}$ 得到, 其中 $\mathbf{S}$ 为参数化方法所确定的气动外形表面网格矢量, $d\mathbf{G}/d\mathbf{S}$ 由动网格方法插值矩阵得到, $d\mathbf{S}/d\mathbf{x}$ 由参数化方法得到. 因此, 能否高效精确获取目标函数对于设计变量的导数, 关键在于大规模线性方程组(10)的求解. 本文采用广义最小残量法 (general minimum residual, GMRES)^[24] 来求解伴随方程(10).

5 优化设计参数化方法

在民用客机机翼变弯优化设计中, 力矩特性是影响后缘变弯度减阻收益的重要因素^[14]. 为了使得优化结果更具参考价值, 需要考虑平尾的俯仰力矩配平能力, 从而对机翼/平尾进行一体参数化.

选取FFD参数化方法^[25]作为本文的参数化方法. 其通过如下公式建立控制框与气动外形表面网格的映射关系:

$$\mathbf{X}_l(s, t, u) = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n \mathbf{P}_{i,j,k} B_{il}(s) B_{jm}(t) B_{kn}(u), \quad (12)$$

其中, $B_{il}(s)$, $B_{jm}(t)$, $B_{kn}(u)$ 分别为 l , m 和 n 次Bernstein多项

式基函数. $B_{il}(s)$ 的表达式如下:

$$B_{il}(s) = \frac{l!}{(i)!(l-i)!} s^i (1-s)^{l-i}. \quad (13)$$

$\mathbf{P}_{i,j,k}$ 为控制框的控制点在物理空间内的坐标, s , t , u 为控制框内的局部坐标, $\mathbf{X}_l(s, t, u)$ 为气动外形表面网格空间坐标. 在已知气动表面网格在控制框内的局部坐标和变形后控制框顶点坐标的前提下, 就可以获得设计变量扰动之后气动表面网格的空间坐标.

针对本文研究的机身/机翼/平尾构型, 采用多块FFD控制体^[13,14,20]来实现多部件(机翼/平尾)的一体参数化, 控制框如图6所示. 机翼的参数化由2个控制体完成, 主翼控制体(机翼前缘部分控制点包围区域点包围区域)可以对机翼外形进行扰动, 其设计变量为这些FFD控制点的Z向位移, 后缘变弯度控制体(机翼后缘部分区域)中控制点沿着Z向移动可以对后缘变弯度区域外形进行扰动, 控制点绕变弯度轴线(图6左上角)的偏转可以对后缘变弯偏转角进行扰动.

平尾的FFD控制体作为一个设计变量绕平尾转轴(图6左下角)整体旋转实现平尾的偏转, 用来配平全机的俯仰力矩. 图7展示了通过机翼后缘变弯度控制体旋转得到的表面网格和kink站位剖面翼型(后缘下偏为正). 从图中可以看出, 选取的参数化方法对机翼后缘变弯度扰动能力较强, 并且在与主翼相交区域实现了光滑过渡. 在真实的飞行过程或优化设计过程中, 巡航阶段的后缘变弯偏转角度不会达到 $\pm 10^\circ$, 图中展示

图6 (网络版彩图)FFD控制点分布

Figure 6 (Color online) Distribution of the FFD control points.

图 7 (网络版彩图)后缘偏转正(下)负(上)10°表面网格
Figure 7 (Color online) Surface grid of the positive (downward) or negative (upward) 10° morphed trailing edge.

的翼型剖面和表面网格验证了参数化方法在优化设计过程中的可行性.

6 优化流程

本文所采用的优化设计系统主要由FFD参数化模块、动网格模块、RANS方程求解计算模块^[20]、伴随方程求解模块^[20,26]以及梯度优化算法模块构建, 优化设计流程如图8所示.

优化设计框架主要分为以下几步:

(1) 优化算法产生一组设计变量(优化开始时产生

图 8 优化流程图
Figure 8 Optimization flowchart.

的设计变量全为0)传递给几何参数化模块, 通过几何参数化模块中的FFD参数化方法对需要优化的几何外形进行扰动, 产生新的气动外形表面网格;

(2) 动网格模块在新的表面网格基础上利用网格变形算法对空间网格进行插值, 得到新的空间网格用于气动求解器的CFD评估分析;

(3) 气动求解器对新的空间网格进行流场分析之后, 得到每个网格上的流场解以及所需要的气动力和力矩特性;

(4) 伴随方程求解模块在收敛的流场解基础上进行伴随方程的构造及求解, 然后获得目标函数对于设计变量的导数;

(5) 将气动目标函数和设计变量导数传递给优化算法. 如果优化收敛, 则停止优化, 输出优化结果; 否则跳转到步骤(1)重复执行.

7 变弯度机翼优化设计

7.1 网格收敛性验证

为了选取合适的网格进行优化设计研究, 用ICEM-CFD制作了3个不同序列的网格, 网格量分别为 76×10^4 (coarse), 608×10^4 (medium), 4866×10^4 (fine). 图9给出了3个网格序列的计算结果以及相应的实验结果^[21]. 图中展示的横坐标 X/C 为每个剖面对应的当地百分比弦长位置, C_p 为压力系数, η 为剖面对应的百分比半展长位置. 由图可见随着网格量的增加, CFD计算结果对压力分布形态的细节捕捉更为精确, 网格序列medium和fine对压力分布形态的头部峰值和激波位置、强度捕捉要明显高于coarse. 在能正确捕捉压力分布形态的前提下, 为了保证优化速度, 选择medium序列网格进行后续的优化设计分析.

7.2 机翼后缘变弯1.3g抖振点减阻优化设计

适航标准和常规升力/力矩曲线、分离表征函数变化曲线都验证了1.3g作为跨声速民用客机抖振特性的考量状态的合理性. 而现有公开资料中并没有后缘变弯度在1.3g状态的减阻收益和减阻机理研究, 无法分析后缘变弯度在1.3g状态的应用前景. 本文首先针对CRM机翼-机身-平尾构型在1.3g抖振点($Ma=0.85$, $C_L=0.65$, $Re=43 \times 10^6$)进行单点俯仰力矩配平的减阻优化设计, 研究后缘变弯度在抖振特性考量状态的减阻

图9 (网络版彩图)本文求解器计算压力系数和试验测压结果对比. (a) $\eta=13.06\%$; (b) $\eta=28.28\%$; (c) $\eta=39.71\%$; (d) $\eta=50.42\%$
Figure 9 (Color online) Comparison of pressure coefficients distribution obtained by the CFD solver and experiment. (a) $\eta=13.06\%$; (b) $\eta=28.28\%$; (c) $\eta=39.71\%$; (d) $\eta=50.42\%$.

效果以及后缘变弯度减阻机理. 设计变量为攻角、后缘变弯偏角以及平尾偏转角, 如表2所示, 将该优化算例命名为优化1. 攻角作为设计变量的原因是为了满足优化问题的升力约束, 并可以在较小范围内进行调整. 参考现有客机将要使用的后缘连续变弯度技术^[3], 同时考虑后缘襟翼占弦长百分比, 本文所有算例选取后缘变弯区域为当地弦长的后35%(图6中机翼蓝色区域), 同时后缘变弯的偏角范围为 $[-3, 3]$. 其优化模型如下.

优化1与初始构型俯仰力矩配平结果力系数对比如表3所示. 经过优化之后, 阻力系数从初始的0.042375下降至0.041574, 阻力减小1.89%, 并且优化最终构型实现了纵向力矩的配平. 从优化前后机翼表面流线和分离区大小对比(图10)可以看出, 初始构型在1.3倍设计点升力系数下存在较大的分离区, 经过后缘变弯度优化之后, 流动分离强度减弱, 但是分离区沿

表2 气动外形优化1

Table 2 Aerodynamic shape opt 1

	变量	备注	个数
最小	C_D	1.3g 阻力最小	
设计变量	α	攻角	1
	η	变弯角度	9
	δ	平尾偏转角	1
	总设计变量个数		11
约束	$C_L=0.50$	升力系数约束	1
	$C_m=0.0$	配平约束	1
	总约束个数		2

展向的分布变长. 图11展示了优化前后机翼表面压力云图对比, 可以看出优化前后机翼上表面压力云图整体变化较小, 说明激波强度和位置变化不大. 但是在中翼段激波后位置, 优化1的等压线与机翼后缘接近

表 3 初始构型和优化1结果对比

Table 3 Comparison of baseline and opt 1

构型	α ($^{\circ}$)	C_L	C_D	C_m
初始构型	3.45	0.6500	0.042375	0.0000
优化1	3.40	0.6500	0.041574	0.0000

图 10 (网络版彩图)优化1与初始构型表面流线和分离区对比

Figure 10 (Color online) Comparison of surface streamline and separate region of baseline and opt 1.

平行, 压力沿展向分布更为均匀. 从选取的典型站位剖面压力分布对比(图12)也可以看出外翼段激波位置略微后移并且后缘压力恢复梯度显著减小, 朝着分离减

图 11 (网络版彩图)优化1与初始构型压力分布对比

Figure 11 (Color online) Comparison of surface pressure contour distribution of baseline and opt 1.

小的方向变化.

以上结果揭示了机翼后缘变弯度在1.3g抖振点的减阻机理: 在该状态下机翼上翼面激波强度较大, 出现激波-附面层干扰导致的流动分离. 弱化激波和流动分离为该气动外形优化设计问题的主要减阻方向. 后缘变弯技术通过减弱激波强度同时减小激波后压力恢复梯度减弱分离强度, 最终达到减小压差阻力的效果. 但是从设计结果也可以看出, 虽然采用后缘变弯度技术可以取得1.89%的减阻量, 激波-附面层干扰导致的

图 12 (网络版彩图)初始构型和优化1剖面压力系数对比. (a) $\eta=37\%$; (b) $\eta=45\%$; (c) $\eta=65\%$; (d) $\eta=85\%$ Figure 12 (Color online) Comparison of section pressure coefficient distribution of baseline and opt 1. (a) $\eta=37\%$; (b) $\eta=45\%$; (c) $\eta=65\%$; (d) $\eta=85\%$.

流动分离无法完全消除. 表明后缘变弯度技术在抖振点的使用效果有一定限制, 并不能消除主要的流动特征(激波和流动分离)现象. 同时也说明采用分离表征函数定量约束抖振特性进行考虑抖振性能约束的机翼后缘变弯优化设计的必要性.

7.3 考虑抖振性能约束的机翼后缘变弯优化设计

上一节的优化设计结果已经说明在机翼引入变弯度技术之后, 可以通过变弯度改善抖振点的气动特性, 减小分离的强度. 进一步若通过变弯度改善机翼的抖振特性, 使得抖振点的设计约束更容易满足, 相当于放宽抖振点对设计点的约束, 这样就可以让设计点获得更大的设计自由度, 从而获得更好的气动性能. 本节的目标就是研究通过变弯度技术放宽抖振点约束对设计点气动特性的影响.

对翼身组合体平尾构型进行设计点阻力最小, 开展是否有后缘变弯设计变量的优化设计, 分别命名为优化2和优化3. 优化2的设计变量为攻角、机翼外形变量(即控制机翼的FFD控制点)以及平尾偏转角. 攻角作为设计变量的原因与上文一致. 抖振性能约束采用前文叙述的抖振性能评估方法, 以基准构型在抖振始发状态的Sep值作为约束. 优化3与优化2相比在1.3g状态点增加了后缘连续变弯设计变量, 后缘变弯区域和偏转角度范围与上文一致. 优化3的优化模型如表4所示.

同时为了说明抖振点的约束对设计点气动特性的影响, 在优化2中去掉抖振性能约束, 进行设计点的减阻优化设计, 命名为优化4. 优化2、优化3、优化4的对比说明如表5所示.

优化2、优化3和优化4最终结果的力系数对比如表6所示. 优化2攻角为 2.01° , 阻力系数为0.02526; 优化3攻角为 2.15° , 阻力系数为0.02501; 优化4攻角为 2.50° (攻角设计变量上边界), 阻力系数为0.02495. 优化2、优化3和优化4相比攻角逐次增加, 阻力逐次减小. 在1.3g状态加入后缘变弯设计变量的优化3相比无后缘变弯优化设计变量的优化2带来了0.00025的收益, 与无抖振约束的优化4阻力相差0.00005. 优化2与优化4相比说明无抖振特性约束的优化结果气动性能更优, 添加抖振特性约束之后, 设计点的性能受到限制, 阻力增加0.00031. 优化3在优化2基础上添加了后缘变弯自由度, 设计点阻力系数与优化2相比减小0.00025, 减阻量达到抖振特性约束影响(以优化2和优化4阻力之差

表 4 气动外形优化3

Table 4 Aerodynamic shape opt 3

	变量	备注	个数
最小	C_D	巡航点阻力	
	α	攻角	2
	z	控制点 z 坐标	360
	η	1.3g状态变弯度偏转角 (只针对优化3)	9
	δ	平尾偏转角	1
总设计变量个数			372
约束	$C_L=C_L^*$	升力系数约束	2
	$C_m=0.0$	配平约束	1
	$t \geq t_{base}$	最小厚度约束	225
	$Sep \leq Sep_{base}$	1.3g抖振性能约束	1
	总约束个数		229

表 5 优化2、优化3、优化4参数对比说明

Table 5 Parameters comparison of opt 2, opt 3 and opt 4

	变量	优化2	优化3	优化4
目标	巡航点阻力	√	√	√
设计变量	攻角	√	√	√
	FFD 控制点 z 坐标	√	√	√
	1.3g变弯度偏转角		√	
约束	厚度	√	√	√
	升力系数	√	√	√
	配平	√	√	√
	1.3g抖振性能	√	√	

作为抖振约束产生的影响)的80.6%.

从优化2与优化3表面压力云图对比(图13)可以看出, 优化3外翼中段等压线比优化2更加光滑, 流动压缩性更弱. 从具体的剖面压力分布对比(图14)中可以看出, 三个优化算例均取得了接近无激波的压力分布形态, 但是在压力分布细节上存在明显区别. 优化2压力分布形态与优化4相比头部峰值更高并且后缘压力恢复梯度更平缓, 下翼面后加载大, 与宏观的力系数相比进一步说明了抖振性能约束在局部流动细节上的影响. 相比之下优化3与优化4压力分布形态较为接近, 印

表 6 优化2、优化3和优化4结果对比

Table 6 Result comparison of opt 2, opt 3 and opt 4

构型	α (°)	C_L	C_D	C_{My}
优化2	2.01	0.5000	0.02526	0.0000
优化3	2.15	0.5000	0.02501	0.0000
优化4	2.50	0.5000	0.02495	0.0000

证了前文的结论: 抖振点引入的后缘变弯设计变量减弱了抖振特性对于设计点的约束, 有利于设计点气动性能的发挥. 根据气动外形设计规律, 机翼上翼面压力梯度较大, 使得高升力系数下, 上翼面更容易发生激波附面层导致的分离, 恶化抖振特性. 虽然优化3在设计点获得了更大的压力恢复梯度(图15(a)), 但是在抖振点上翼面压力恢复梯度反而减小(图15(b)). 主要因为优化3引入了机翼后缘变弯度(机翼后缘35%当地弦长区域), 在充分发挥设计点减阻潜力的前提下, 通

图 13 (网络版彩图)优化2与优化3表面压力云图对比

Figure 13 (Color online) Comparison of surface pressure contour distribution of opt 2 and opt 3.

图 14 (网络版彩图)优化2、优化3和优化4剖面压力系数分布对比. (a) $\eta=15\%$; (b) $\eta=25\%$; (c) $\eta=45\%$; (d) $\eta=85\%$ Figure 14 (Color online) Comparison of section pressure coefficient distribution of opt 2, opt 3 and opt 4. (a) $\eta=15\%$; (b) $\eta=25\%$; (c) $\eta=45\%$; (d) $\eta=85\%$.

过额外的自由度(后缘变弯度)满足既定的抖振特性约束. 而优化2需要在设计点做出一定牺牲才能兼顾抖振点的性能.

进一步, 从优化2与优化3在1.3g抖振点的表面流线和分离区对比(图16)可以看出, 两个优化结果的分离区面积一致(相同的Sep值约束), 但是分离区的形态不一致, 优化3分离区沿弦向的分布长度变短, 但是分离的展向范围变大, 说明相同展向剖面处的激波诱导分离强度减弱. 从优化3后缘变弯偏转角分布(图17)中可以看出, 虽然全展向都可以进行变弯, 但是只在内翼中段到外翼中段变弯度比较明显, 结合抖振点分离区(图16)变化可以得出, 在展向载荷(当地升力系数)较大, 容易出现分离的区域(拐折段至外翼中段)后缘变弯作用较大; 在其他展向区域后缘变弯对改善抖振特性影响不大.

8 结论

本文发展了一种光滑、连续、可微的分离函数来定量描述激波-附面层干扰导致的分离强度演变规律, 实现了适用于大规模精细化气动外形优化的抖振始发特性评估方法. 该方法可以与常规升力曲线/力矩曲线

图15 (网络版彩图)典型剖面上翼面压力梯度变化对比. (a) 巡航工况; (b) 1.3g 工况

Figure 15 (Color online) Upper surface pressure gradient comparison of typical spanwise position. (a) Cruise point; (b) 1.3g point.

图16 (网络版彩图)优化2与优化3表面流线和分离区对比
Figure 16 (Color online) Comparison of surface streamline and separate region of opt 2 and opt 3.

图17 (网络版彩图)优化3后缘变弯偏转角分布
Figure 17 (Color online) Trailing edge morphing angle distribution of opt 3.

拐点的抖振始发边界判断准则达到一致的效果, 但是计算量更小, 使得考虑抖振特征的大规模气动外形优化设计变得可能. 结合基于梯度的气动外形优化设计系统, 对典型的民用客机(CRM)机翼-机身-平尾构型进行了考虑抖振性能约束的后缘变弯优化设计研究, 得到的结论主要如下.

(1) 通过对比CRM构型的升力/力矩、激波-附面层干扰、分离表征函数随攻角的变化规律, 表明3种方法在反映抖振性能趋势上的一致性, 验证了构建的分离表征函数的有效性.

(2) 对翼身组合体平尾构型在1.3g抖振点开展了以后缘变弯度为设计变量的减阻优化设计研究. 优化结果取得了1.89%的减阻量, 减弱了激波以及激波-附面层干扰导致的流动分离强度.

(3) 对翼身组合体平尾构型以设计点阻力最小, 开展是否有后缘变弯设计变量的优化设计研究, 通过加入后缘变弯设计变量, 一定程度上缓解了传统机翼设计中的抖振约束限制, 降低了设计点的设计压力, 带来了0.00025的减阻收益.

(4) 从所有优化设计结果对比可以看出, 后缘变弯度技术可以一定程度上缓解抖振特性对设计点的限

制, 带来明显气动性能的提升. 在展向载荷大, 容易出现激波诱导分离的区域后缘变弯作用较大, 对飞行器性能提升明显.

本文从气动设计角度开展了考虑抖振特性的变弯

度机翼设计研究. 在更为深入的后缘变弯度机翼实际设计中, 为了综合评估后缘变弯技术的应用前景, 后续还需要考虑不同变弯区域以及变弯度机构重量的多学科优化设计.

参考文献

- 1 Kantenbacher J, Hanna P, Cohen S, et al. Public attitudes about climate policy options for aviation. *Environ Sci Policy*, 2018, 81: 46–53
- 2 Ringbeck J, Gautam A, Pietsch T. Endangered growth: How the price of oil challenges international travel & tourism growth. In: *The Travel and Tourism Competitive Report*. World Economic Forum, 2009. 39–47
- 3 Urnes J Sr., Nguyen N T, Dykman J. Development of variable camber continuous trailing edge flap system. In: *NASA Fundamental Aeronautics 2012 Technical Conference*. Cleveland: NASA, 2012. 2012X0015
- 4 Kota S, Hetrick J, Osborn R, et al. Design and application of compliant mechanisms for morphing aircraft structures. In: *Proceedings Volume 5054, Smart Structures and Materials 2003: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*. San Diego, 2003. 24–33
- 5 Kota S, Osborn R, Ervin G, et al. Mission adaptive compliant wing-design, fabrication and flight test. In: *Proceedings of the RTO Applied Vehicle Technology Panel (AVT) Symposium*. Evora, 2009. RTO-MP-AVT-168
- 6 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: *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Grapevine, 2013. AIAA 2013-0214
- 7 Yin W L. Stiffness requirement of flexible skin for variable trailing-edge camber wing (in Chinese). *Sci Sin Tech*, 2010, 40: 1090–1094 [尹维龙. 可变后缘弯度机翼柔性蒙皮的刚度需求分析. *中国科学: 技术科学*, 2010, 40: 1090–1094]
- 8 Shen G C, Bai J Q, Liu N, et al. Study on structure simulation and aerodynamic impact of new wing trailing edge bent motion machine (in Chinese). *J Northwestern Polytech Univ*, 2016, 34: 578–586 [沈广琛, 白俊强, 刘南, 等. 新型机翼后缘变弯运动机构仿真及其气动影响研究. *西北工业大学学报*, 2016, 34: 578–586]
- 9 De Gaspari A, 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, 2014. 1259
- 10 Yokozeki T, Sugiura A. Development and wind tunnel test of variable camber morphing wing. In: *22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference*. National Harbor, 2014. 1261
- 11 Lyu Z, Martins J R R A. Aerodynamic shape optimization of an adaptive morphing trailing-edge wing. *J Aircraft*, 2015, 52: 1951–1970
- 12 Liang Y, Shan X W. Aerodynamic analysis and optimization design for variable camber airfoil of civil transport jet (in Chinese). *Acta Aeronaut Astron Sin*, 2016, 37: 790–798 [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]
- 13 Guo T B, Bai J Q, Yang T H. The influence investigation of continuous trailing-edge variable camber on the aerodynamic characteristics of transonic airfoils (in Chinese). *Acta Aeronaut Astron Sin*, 2016, 37: 513–521 [郭同彪, 白俊强, 杨体浩. 后缘连续变弯度对跨声速翼型气动特性的影响. *航空学报*, 2016, 37: 513–521]
- 14 Guo T B, Bai J Q, Yang Y X. The impact of continuous trailing edge variable camber wing on the air craft aerodynamic characteristics (in Chinese). *J Beihang Univ*, 2017, 43: 1559–1566 [郭同彪, 白俊强, 杨一雄. 机翼后缘连续变弯度对客机气动特性影响研究. *北京航空航天大学学报*, 2017, 43: 1559–1566]
- 15 Zhang W W, Gao C Q, Ye Z Y. Research advances of wing/airfoil transonic buffet (in Chinese). *Acta Aeronaut Astron Sin*, 2015, 36: 1056–1075 [张伟伟, 高传强, 叶正寅. 机翼跨声速抖振研究进展. *航空学报*, 2015, 36: 1056–1075]
- 16 Guo T Q, Dong L, Lu Z L. Numerical analysis of buffet onset angle for transonic wing with N-S equations (in Chinese). *Acta Aeronaut Astron Sin*, 2008, 29: 840–844 [郭同庆, 董璐, 陆志良. 跨声速机翼抖振初始迎角N-S方程定常计算分析. *航空学报*, 2008, 29: 840–844]
- 17 Han Z H, Zhang Y, Xu C Z, et al. Aerodynamic shape optimization of large transport aircraft wings using surrogate-based approach. *Acta Aeronaut Astron Sin*, 2018, 40: 522398 [韩忠华, 张瑜, 许晨舟, 等. 基于代理模型的大型民机机翼气动优化设计. *航空学报*, 2018, 40: 522398]
- 18 Kenway G K W, Martins J R R A. Multipoint high-fidelity aerostructural optimization of a transport aircraft configuration. *J Aircraft*, 2014, 51: 144–160

- 19 Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4 China Civil Aviation Regulations Part 25: Airworthiness Standards for Transport Aircraft (in Chinese). Beijing: General Administration of Civil Aviation of China, 2009 [中国民用航空局. CCAR-25-R4中国民用航空规章第25部: 运输类飞机适航标准. 北京: 中国民用航空总局, 2009]
- 20 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 [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]
- 21 Kenway G K, Martins J R R A. Aerodynamic shape optimization of the CRM configuration including buffet-onset conditions. In: 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego, 2016. AIAA 2016-1294
- 22 Deaton J D, Grandhi R V. A survey of structural and multidisciplinary continuum topology optimization: Post 2000. *Struct Multidisc Optim*, 2014, 49: 1–38
- 23 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. Honolulu, 2008. AIAA 2008-6919
- 24 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
- 25 Sederberg T W, Parry S R. Free-form deformation of solid geometric models. *SIGGRAPH Comput Graph*, 1986, 20: 151–160
- 26 Bai J Q, Lei R W, Yang T H, et al. Progress of adjoint-based aerodynamic optimization design for large civil aircraft (in Chinese). *Acta Aeronaut Astron Sin*, 2019, 40: 522642 [白俊强, 雷锐午, 杨体浩, 等. 基于伴随理论的大型客机气动优化设计研究进展. 航空学报, 2019, 40: 522642]

Research on variable camber wing of civil aircraft considering buffeting characteristics

LEI RuiWu, BAI JunQiang, XU DanYang, MA ShiWei, HUI XinYu & WANG Hui

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

Variable camber trailing edge technology can be used for improving the buffeting characteristics of a wing at a large lift coefficient. Thus, it is of great importance to change the overall performance of a civil aircraft. Aiming at solving this problem, a smooth, continuous, and differentiable separation function is developed to describe quantitatively the evolution of separation caused by the shock wave boundary layer interaction. Also, a new buffering characteristic evaluation method suitable for aerodynamic optimization is realized based on the separation function. A typical civil aircraft configuration is selected to optimize the drag reduction considering buffeting performance. The results show that flow separation caused by the shock wave boundary layer interaction can be reduced, and the drag reduction of 1.89% can be achieved by using variable camber design variables on the trailing edge at 1.3g buffeting point. The optimization by using the drag of cruise point as an objective resulted in a high-pressure recovery under cruise condition and low-pressure recovery at 1.3g point. Thus, the strength of separation and impact of buffeting performance constraints on design points are reduced. Finally, the optimization resulted in a drag reduction of about 1% with pitching moment trim constraints. Therefore, the aerodynamic optimization design method combined with the separation function to predict buffeting characteristics can be used to optimize the design of a variable camber wing and provide more practical reference value to design improvement.

variable camber wing, buffeting constraints, civil aircraft, 1.3g buffeting point, aerodynamic optimization

doi: [10.1360/SST-2019-0083](https://doi.org/10.1360/SST-2019-0083)