

三维机翼气动结构多学科优化方法

徐兆可, 夏 健, 高宜胜
(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 采用 Euler 方程、连续伴随优化方法、自由形面变形技术(free-form deformation, FFD)以及一种四边形线性壳单元模型对三维机翼气动结构多学科优化方法开展了研究。目标函数为阻力系数和机翼翼盒结构质量的加权和,设计变量为 FFD 控制点以及 10 段蒙皮的厚度。气动方面升阻力系数对设计变量的梯度由伴随方法求得,结构方面翼盒质量对于蒙皮厚度的梯度可直接计算,应力的梯度采用有限差分方法获得。对跨声速大展弦比机翼进行气动结构多学科优化,并将该计算结果与机翼气动单学科优化设计后的静气弹计算结果进行对比,结果表明:该气动结构多学科优化方法能够在满足约束条件下,实现阻力系数和翼盒质量同时降低,保证优化结果的合理性。

关 键 词: 多学科设计优化(MDO); 气动结构; 连续伴随方法; Euler 方程; 壳单元

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Aero-structural multi-disciplinary optimization method for three-dimensional wing

XU Zhaoke, XIA Jian, GAO Yisheng
(College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: An aero-structural multi-disciplinary optimization method for 3D wing was developed using Euler equations, continuous adjoint method, FFD (free-form deformation) strategy and a linear quadrilateral shell model. The objective function is the weighted sum of drag coefficient and the structural weight of the wing box. The design variables include the control points of FFD volume and the thicknesses of ten skin segments. The gradients of lift coefficient and drag coefficient with respect to design variables were adopted by continuous adjoint method, the gradients of wing box weight were acquired directly, and the gradients of the stress were obtained with finite difference method. The aero-structural multi-disciplinary optimization method was applied to a high aspect ratio wing in transonic regime, and a comparison between the results from aero-structural analysis of single-disciplinary optimization and aero-structural optimization was presented. It showed that the drag coefficient and the weight can decrease simultaneously through aero-structural optimization while the constraints were satisfied to keep the results reasonable.

Key words: multi-disciplinary (MDO) optimization design; aero-structural; continuous adjoint method; Euler equations; shell element

收稿日期:2017-01-11
基金项目:江苏高校优势学科建设工程资助项目(PAPD)
作者简介:徐兆可(1990—),男,博士生,主要从事飞行器多学科设计优化研究。

引用格式:徐兆可,夏健,高宜胜. 三维机翼气动结构多学科优化方法[J]. 航空动力学报,2018,33(5):1065-1075. XU Zhaoke, XIA Jian, GAO Yisheng. Aero-structural multi-disciplinary optimization method for three-dimensional wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5):1065-1075.

随着计算机技术和计算流体动力学的高速发展,采用计算机数值模拟的方法进行飞行器设计成为可能。Jameson^[1]于1988年采用最优控制理论实现了跨声速翼型和机翼的气动外形优化(也被称为连续伴随方法),优化设计的计算量与设计变量的数目无关,随后将其推广到复杂外形以及 Navier-Stokes 方程^[2-3]。Baysal、Burgreen 等^[4-5]通过流动控制方程的离散形式推导出离散伴随方程。随后基于伴随方程的飞行器气动外形优化又有了进一步的发展^[6-9]。国内连续和离散伴随方法气动外形优化也获得了长足的发展^[10-12]。然而气动和结构是两个联系紧密、相互耦合的学科,因此在飞行器设计中,气动结构多学科设计优化(multi-disciplinary design optimization, MDO)越来越受到重视。Kim 等^[13]、Liem 等^[14]采用代理模型方法分别对超声速战斗机机翼以及喷气式客机进行了气动结构优化。Martins、Kenway 等^[15-17]基于离散伴随优化方法开发出了气动结构优化代码并将其应用于全机多学科设计中。国内主要基于代理模型和蚁群算法等开展飞行器气动结构优化方法的研究^[18-22],左英桃等还开展了机翼/机身/短舱/挂架外形一体化优化设计^[23]。熊俊涛等^[24]基于控制理论对跨声速弹性机翼进行气动优化设计,但是并没有结构参数的优化。

本文应用软件 FORTRAN 90,基于连续伴随方法开发出三维机翼的气动结构多学科优化代码。静气弹分析采用高保真计算模型,流场方程为 Euler 方程,机翼结构模型为双梁式结构,由四边形线性壳单元构成。气动和结构的信息传递采用薄平板样条插值格式(thin-plate spline, TPS),该格式可保证守恒性及一致性。目标函数采用阻力系数与翼盒结构质量加权的形式,从而实现气动和结构两个学科参数的优化。气动方面采用连续伴随方法及 FFD 技术,以 FFD 控制点为设计变量对机翼进行气动优化;结构方面上下蒙皮各平均分成 5 段,以蒙皮厚度为设计变量控制结构优化。最后对跨声速大展弦比机翼进行气动结构多学科优化设计,优化目标为减阻减质量,同时满足最大应力约束以及定升力约束。并将该计算结果与机翼气动单学科优化后的静气弹分析结果进行对比,可知该气动结构优化方法能够实现阻力系数和翼盒质量同时降低,表明了飞行器设计过程中,气动结构多学科优化方法的合理性以及必要性。

1 静气弹分析方法

1.1 流动控制方程

本文采用 Euler 方程进行流场计算

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{U} d\Omega + \int_s \mathbf{F} dS = 0 \tag{1}$$

式中 $\mathbf{U}$ 为守恒变量; $\mathbf{F}$ 为对流通量。本文控制方程 Euler 方程采用 HLLC(Harten-Lax-van Leer contact)空间离散格式和隐式并行 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)时间离散格式求解。

1.2 结构分析

本文几何模型为第 3 届 AIAA(American Institute of Aeronautics and Astronautics)阻力测算机翼 DPW(Drag Prediction Workshop)-W1^[25],该机翼几何参数见表 1。结构模型采用双梁单块式翼面结构,包含前后梁、翼肋和蒙皮。前后梁分别处于距前缘 10% 和 60% 弦长处,20 根翼肋沿展向等距分布。为得到合适的静气弹变形效应,调节翼梁和蒙皮厚度使得翼尖处位移约为半展长的 8%。图 1 为机翼的结构模型及网格。该模型由 1452 个壳单元构成,材料为铝合金,弹性模量 $E=7.31 \times 10^{10}$,泊松比 $\epsilon=0.33$,密度为 2780 kg/m^3 。

表 1 DPW-W1 机翼几何参数

Table 1 Geometric parameters of DPW-W1 wing

参数	数值
展长/m	60
展弦比	8.0
前缘后掠角/(°)	17.2
1/4 弦长后掠角/(°)	15.0

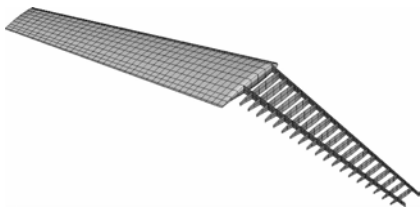


图 1 机翼结构模型

Fig. 1 Wing structural model

在静气弹分析中,结构平衡方程为

$$\mathbf{K} \mathbf{q} = \mathbf{f} \tag{2}$$

式中 $\mathbf{K}$ 是结构模型全局刚度矩阵, 其为大型稀疏矩阵; $\mathbf{q}$ 是结构位移; $\mathbf{f}$ 是节点力。式(2)线性方程组的刚度矩阵条件数过大, 采用 Intel MKL (Math Kernel Library) PARDISO (parallel direct sparse solver)^[26] 并行直接求解提高计算效率。

1.3 壳单元

本文采用一种四边形线性壳单元进行结构分析^[27]。该四节点壳单元采用 Hellinger-Reissner (H-R) 变分原理, 节点具有 5/6 个自由度。单元刚度矩阵可通过解析积分高效率求解得到。

Hellinger-Reissner 变分公式, 取变分得

$$\delta \Pi_{\text{H-R}}(\mathbf{v}, \boldsymbol{\sigma}, \delta \mathbf{v}, \delta \boldsymbol{\sigma}) = \int_{\Omega} [\delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\sigma} + \delta \boldsymbol{\sigma}^T (\boldsymbol{\varepsilon} - \mathbf{C}^{-1} \boldsymbol{\sigma}) - \delta \mathbf{u}^T \bar{\mathbf{p}}] dA - \int_{\Gamma_s} \delta \mathbf{u}^T \bar{\mathbf{t}} ds = 0 \quad (3)$$

式中 $\mathbf{v}$ 、 $\boldsymbol{\sigma}$ 和 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 分别为位移向量、应力合力和包含膜应变、曲率和剪切应变的向量; δ 表示相应变量的变分; $\mathbf{C}$ 为本构矩阵; $\mathbf{u}$ 为平移动移; $\bar{\mathbf{p}}$ 为体载荷以及 $\bar{\mathbf{t}}$ 为边界载荷。膜应变 $\boldsymbol{\varepsilon}_{\lambda\beta}$ 、曲率 $\boldsymbol{\kappa}_{\lambda\beta}$ 和剪切应变 $\boldsymbol{\gamma}_{\lambda}$ 分别按下式计算:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\varepsilon}_{\lambda\beta} &= \frac{1}{2} (\mathbf{u}_{,\lambda} \cdot \mathbf{X}_{,\beta} + \mathbf{u}_{,\beta} \cdot \mathbf{X}_{,\lambda}) \\ \boldsymbol{\kappa}_{\lambda\beta} &= \frac{1}{2} (\mathbf{u}_{,\lambda} \cdot \mathbf{D}_{,\beta} + \mathbf{u}_{,\beta} \cdot \mathbf{D}_{,\lambda} + \mathbf{X}_{,\lambda} \cdot \Delta \mathbf{d}_{,\beta} + \mathbf{X}_{,\beta} \cdot \Delta \mathbf{d}_{,\lambda}) \\ \begin{bmatrix} \boldsymbol{\gamma}_1 \\ \boldsymbol{\gamma}_2 \end{bmatrix} &= \mathbf{J}^{-1} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\gamma}_{\xi} \\ \boldsymbol{\gamma}_{\eta} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\gamma}_{\xi} &= \frac{1}{2} [(1-\eta)\boldsymbol{\gamma}_{\xi}^B + (1+\eta)\boldsymbol{\gamma}_{\xi}^D] \\ \boldsymbol{\gamma}_{\eta} &= \frac{1}{2} [(1-\xi)\boldsymbol{\gamma}_{\eta}^A + (1+\xi)\boldsymbol{\gamma}_{\eta}^C] \end{aligned} \quad (5)$$

式中 $\lambda, \beta \in \{1, 2\}$, $\mathbf{X}$ 为坐标向量; $\mathbf{D}$ 为壳单元单位法向向量; $\Delta \mathbf{d}$ 为 $\mathbf{D}$ 的变化量; ξ, η 为等参坐标, $\xi, \eta \in [-1, 1]$; $\mathbf{J}$ 为当地坐标对等参坐标的雅可比矩阵, 当地坐标系原点位于单元中心, A, B, C, D 分别为相应边的中点。应力合力插值定义如下:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\sigma}^h &= \mathbf{S} \boldsymbol{\beta} \\ \mathbf{S} &= \begin{bmatrix} \mathbf{I}_3 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{S}^m & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_3 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{S}^b & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I}_2 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{S}^s \end{bmatrix} \\ \mathbf{S}^m &= \mathbf{S}^b = \begin{bmatrix} J_{11}^0 J_{11}^0 (\eta - \bar{\eta}) & J_{21}^0 J_{21}^0 (\xi - \bar{\xi}) \\ J_{12}^0 J_{12}^0 (\eta - \bar{\eta}) & J_{22}^0 J_{22}^0 (\xi - \bar{\xi}) \\ J_{11}^0 J_{12}^0 (\eta - \bar{\eta}) & J_{21}^0 J_{22}^0 (\xi - \bar{\xi}) \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\mathbf{S}^s = \begin{bmatrix} J_{11}^0 (\eta - \bar{\eta}) & J_{21}^0 (\xi - \bar{\xi}) \\ J_{12}^0 (\eta - \bar{\eta}) & J_{22}^0 (\xi - \bar{\xi}) \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中 $\mathbf{I}_2$ 和 $\mathbf{I}_3$ 分别为 2 阶和 3 阶单位阵; $\boldsymbol{\beta}$ 为包含 14 个参数的向量; $\bar{\xi}$ 和 $\bar{\eta}$ 代表单元重心的等参坐标; $J_{\alpha\beta}^0$ 为 $\xi=0$ 和 $\eta=0$ 时雅可比矩阵 $\mathbf{J}$ 的相应元素。将式(4)和式(6)代入式(3)并经过一系列转换可得

$$\delta \Pi_{\text{H-R}} = \sum_{e=1}^n \begin{bmatrix} \delta \boldsymbol{\beta} \\ \delta \mathbf{v} \end{bmatrix}_e^T \left\{ \begin{bmatrix} -\mathbf{H} & \mathbf{G} \\ \mathbf{G}^T & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\beta} \\ \mathbf{v} \end{bmatrix}_e - \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{p} \end{bmatrix}_e \right\} = 0 \quad (7)$$

式中 n 为壳单元数量; $\mathbf{v} = [\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \mathbf{v}_3, \mathbf{v}_4]^T$ 为单元节点位移向量; $\mathbf{p} = [\mathbf{p}_1, \mathbf{p}_2, \mathbf{p}_3, \mathbf{p}_4]^T$ 为单元节点载荷向量。式(7)中, 矩阵 $\mathbf{H}$ 和 $\mathbf{G}$ 分别为

$$\mathbf{H} = \int_{\Omega_e} \mathbf{S}^T \mathbf{C}^{-1} \mathbf{S} dA \quad (8)$$

$$\mathbf{G} = \int_{\Omega_e} \mathbf{S}^T \mathbf{B} dA \quad (9)$$

则知矩阵 $\mathbf{H}$ 仅包含 ξ 和 η 的多项式, 可以解析求解。且在投影平面 Ω_e^h 上解析计算后通过转换可得到矩阵 $\mathbf{G}$ 。对刚度进行一次矩阵转换可处理壳单元相交的问题, 此时相交处节点具有 6 个自由度而其他节点具有 5 个自由度。在机翼的内部结构中, 经常会遇到相交问题, 比如蒙皮、翼梁和翼肋两两相交。最终可得到壳单元刚度矩阵为

$$\begin{aligned} \mathbf{k}^e &= \mathbf{G}^T \mathbf{H}^{-1} \mathbf{G} = \mathbf{k}_0 + \mathbf{k}_{\text{stab}} \\ \mathbf{k}_{\text{IK}} &= \mathbf{G}_I^T \mathbf{H}^{-1} \mathbf{G}_K = \mathbf{A}_e \mathbf{B}_I^0 \mathbf{C} \mathbf{B}_K^0 + \mathbf{g}_I^T \mathbf{h}^{-1} \mathbf{g}_K \end{aligned} \quad (10)$$

式中 $\mathbf{k}_{\text{IK}}$ 为单元刚度矩阵 $\mathbf{k}^e$ 中第 I 行第 K 列的块元素。

1.4 数据传递方法

静气弹分析中, CFD 为 CSM (computational structural mechanics) 提供载荷, CSM 为 CFD 提供网格变形, 而通常情况下流场和结构表面网格并不一致, 因此需要守恒和一致的数据传递方法。本文采用 TPS (thin plate spline) 数据传递方法^[28], 该方法可以处理三维大变形问题。

气动和结构中位移 $\mathbf{d}$ 和力 $\mathbf{F}$ 关系式分别为

$$\mathbf{d}_a = \mathbf{H} \mathbf{d}_s \quad (11)$$

$$\mathbf{F}_s = \mathbf{H}^T \mathbf{F}_a \quad (12)$$

式中下标 a 代表气动; 下标 s 代表结构。

$$\begin{aligned} \mathbf{H} &= \mathbf{B}_{as} [\mathbf{B}_s^{-1} - \mathbf{B}_s^{-1} \mathbf{R}_s (\mathbf{R}_s^T \mathbf{B}_s^{-1} \mathbf{R}_s)^{-1} \mathbf{R}_s^T \mathbf{B}_s^{-1}] + \\ &\quad \mathbf{R}_a [(\mathbf{R}_s^T \mathbf{B}_s^{-1} \mathbf{R}_s)^{-1} \mathbf{R}_s^T \mathbf{B}_s^{-1}] \end{aligned} \quad (13)$$

矩阵 $\mathbf{B}_{as}$ 和 $\mathbf{B}_s$ 的分量定义如下:

$$\begin{aligned} B_{as,ij} &= r_{as,ij}^2 \ln(r_{as,ij}^2) \quad B_{s,ij} = r_{s,ij}^2 \ln(r_{s,ij}^2) \\ r_{as,ij}^2 &= (x_{a,i} - x_{s,j})^2 + (y_{a,i} - y_{s,j})^2 + \\ &\quad (z_{a,i} - z_{s,j})^2 \\ r_{s,ij}^2 &= (x_{s,i} - x_{s,j})^2 + (y_{s,i} - y_{s,j})^2 + \\ &\quad (z_{s,i} - z_{s,j})^2 \end{aligned}$$

2 连续伴随方法

飞行器气动外形优化中,大多目标函数(如升力、阻力)可表示为流动变量的函数的积分

$$J = \int_S f(V) dS \quad (14)$$

式中 V 流动变量; S 参考面积。目标函数变分

$$\delta J = \int_{\delta S} f(V) dS + \int_S \frac{\partial f}{\partial V} \delta V dS \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \int_{\delta S} f(V) dS &= \int_S \frac{\partial f}{\partial V} (\delta \mathbf{x} \cdot \nabla V) dS + \\ &\quad \int_S \frac{\partial f}{\partial \mathbf{n}} \cdot \delta \mathbf{n} dS + \int_S f \delta dS \end{aligned} \quad (16)$$

式中 δx 为物面网格点位置变化; $\delta \mathbf{n}$ 为物面单位法向矢量的变化; δdS 表示物面几何微分 dS 的变化。目标函数 $f(V)$ 取值如下:

$$\begin{aligned} f(V) &= \mathbf{d} \cdot (P \mathbf{n}_s) \\ \mathbf{d} &= \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{cases} \frac{1}{C_\infty} (\cos \alpha \cos \beta, \sin \beta, \sin \alpha \cos \beta) & \text{阻力系数} \\ \frac{1}{C_\infty} (-\sin \beta, \cos \alpha, 0) & \text{升力系数} \end{cases} \quad (18)$$

式中 α 为攻角; β 为侧滑角; $C_\infty = \frac{1}{2} \mathbf{v}_\infty^2 \rho_\infty S$, $\mathbf{v}_\infty$ 为速度向量。式(16)代入式(15)最终可得

$$\delta J = \int_S \mathbf{d} \cdot \delta P \mathbf{n}_s dS + \int_S (\mathbf{d} \cdot \nabla P) \delta S dS \quad (19)$$

考虑三维定常无黏可压缩流动控制方程

$$\nabla \mathbf{F} = \frac{\partial F_x}{\partial x} + \frac{\partial F_y}{\partial y} + \frac{\partial F_z}{\partial z} = 0 \quad (20)$$

式中 F_x 、 F_y 和 F_z 分别为通量 $\mathbf{F}$ 分量。为了避免计算式(19)中的 δP , 引入伴随变量 $\Psi^T = (\psi_1, \psi_2, \psi_3, \psi_4, \psi_5)$ 。首先线性化 Euler 方程, 再对伴随变量 Ψ 和线性 Euler 方程求内积, 然后对其在整个计算域积分, 最后分部积分可得

$$\begin{aligned} - \int_\Omega (\nabla \Psi^T) \mathbf{A} \delta \mathbf{U} d\Omega + \int_S \Psi^T (\mathbf{n}_s \mathbf{A}) \delta \mathbf{U} dS + \\ \int_{\Gamma_\infty} \Psi^T (\mathbf{n}_\infty \mathbf{A}) \delta \mathbf{U} dS = 0 \end{aligned} \quad (21)$$

式中雅可比矩阵 $\mathbf{A} = \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{U}}$; $\mathbf{U}$ 为守恒变量。对于式(21)第 3 项, 可通过选择合适的远场边界条件来

消除绕远场的积分。应用 Euler 方程物面边界条件, 绕物面的积分可以分解为

$$\begin{aligned} \int_S \Psi^T (\mathbf{n}_s \mathbf{A}) \delta \mathbf{U} dS &= \int_S (\mathbf{n}_s \cdot \delta \mathbf{v}) \cdot \\ &\quad [\rho \psi_1 + \rho(u \psi_2 + v \psi_3 + w \psi_4) + \rho H \psi_5] dS + \\ &\quad \int_S (n_x \psi_2 + n_y \psi_3 + n_z \psi_4) \delta P dS \end{aligned} \quad (22)$$

将线性 Euler 方程物面边界条件 $\mathbf{n} \cdot \delta \mathbf{v} = -(\delta S \partial_n \mathbf{v}) \cdot \mathbf{n}_s - \delta \mathbf{n}_s \cdot \mathbf{v}_s$ 代入式(22), 最终可得

$$\begin{aligned} \int_S \Psi^T (\mathbf{n}_s \mathbf{A}) \delta \mathbf{U} dS &= \\ - \int_S [(\partial_n \mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_s) \xi + \nabla_s (\mathbf{v} \xi)] \delta S dS + \\ \int_S (n_x \psi_2 + n_y \psi_3 + n_z \psi_4) \delta P dS \end{aligned} \quad (23)$$

式中 $\xi = \rho \psi_1 + \rho(u \psi_2 + v \psi_3 + w \psi_4) + \rho H \psi_5$ 。式(23)代入式(21), 并用式(19)减去式(21)得

$$\begin{aligned} \delta J &= \int_\Omega (\nabla \Psi^T) \mathbf{A} \delta \mathbf{U} d\Omega + \\ &\quad \int_S [\mathbf{d} \cdot \mathbf{n}_s - (n_x \psi_2 + n_y \psi_3 + n_z \psi_4)] \delta P dS + \\ &\quad \int_S [\mathbf{d} \cdot \nabla P + (\partial_n \mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_s) \xi + \nabla_s (\mathbf{v} \xi)] \delta S dS \end{aligned} \quad (24)$$

为消除式(24)中的 $\delta \mathbf{U}$ 和 δP , 令 $[(\nabla \Psi^T) \mathbf{A}]^T$ 和 $\mathbf{d} \cdot \mathbf{n}_s - (n_x \psi_2 + n_y \psi_3 + n_z \psi_4)$ 分别为零。则得到伴随方程

$$\mathbf{A}^T (\nabla \Psi) = [(\nabla \Psi^T) \mathbf{A}]^T = \mathbf{0} \quad (25)$$

以及物面边界条件

$$\mathbf{d} \cdot \mathbf{n}_s = (n_x \psi_2 + n_y \psi_3 + n_z \psi_4) \quad (26)$$

则最终目标函数变分为

$$\begin{aligned} \delta J &= \int_S [\mathbf{d} \cdot \nabla P + (\partial_n \mathbf{v} \cdot \mathbf{n}_s) \xi + \nabla_s (\mathbf{v} \xi)] \delta S dS \\ &\quad (27) \end{aligned}$$

由式(25)可知伴随方程与 Euler 方程形式相似, 因此可采用与流场类似的空间和时间离散格式进行求解。且由于式(27)包含有流动变量和伴随变量, 需要计算流场控制方程和伴随方程得到流动变量和伴随变量, 则可得到目标函数的敏感度。

3 优化设计方法

本文气动方面参数化方法为自由形面变形 (FFD) 技术。采用贝塞尔控制体对飞行器整体或局部变形进行控制, FFD 控制点作为设计变量。在静气弹分析和优化设计过程中, 采用的动网格

为线弹性动网格方法。本文采用的优化算法为基于梯度的序列二次规划(sequential quadratic programming, SQP)方法,该方法可用于处理线性和非线性、有约束和无约束的优化问题。

图 2 为气动结构多学科优化流程图。本文气动结构多学科优化目标函数为阻力系数和机翼翼盒质量的加权和,约束为升力系数保持恒定以及最大应力不大于允许值。升阻力系数的梯度在静气弹分析的基础上,通过求解流场伴随方程而获得;翼盒结构质量的梯度直接计算求得;应力梯度是以静气弹分析为基础通过扰动结构设计变量采用有限差分方法获得。目标函数采用气动参数和结构参数加权的形式,将气动和结构单学科优化结合起来。最终可统一获得目标函数关于气动和结构设计变量的梯度,再利用 SQP 方法对飞行器进行优化设计。

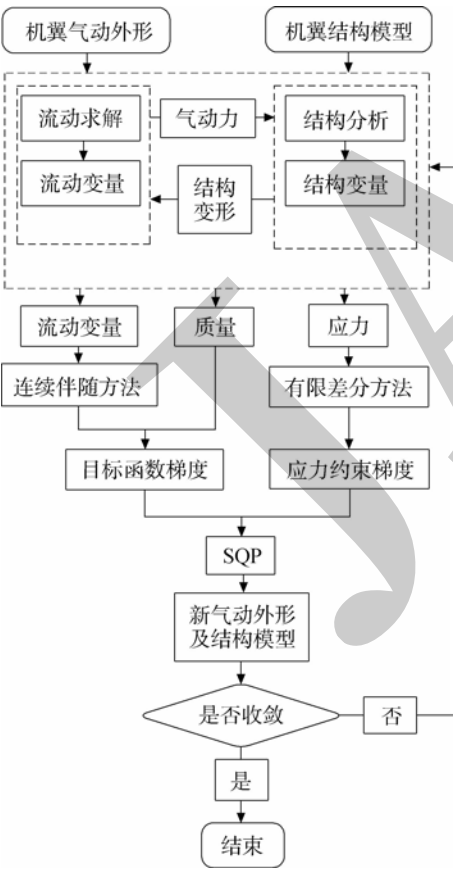


图 2 气动结构 MDO 流程图

Fig. 2 Aero-structural MDO framework

4 算例验证

采用 ONERA M6 机翼跨声速绕流验证流场计算、梯度求解的正确性和优化结果的有效性。

计算状态为马赫数为 0.8395,攻角为 3.06°。非结构网格共有 31 万个网格点,表面网格如图 3 所示。图 4 为计算所得 M6 机翼不同剖面压强系数 C_p 与实验对比,可知数据吻合较好。图 4 中横坐

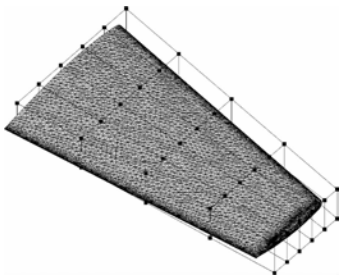


图 3 M6 机翼表面网格以及 FFD 控制体

Fig. 3 Surface mesh and FFD control volume of M6 wing

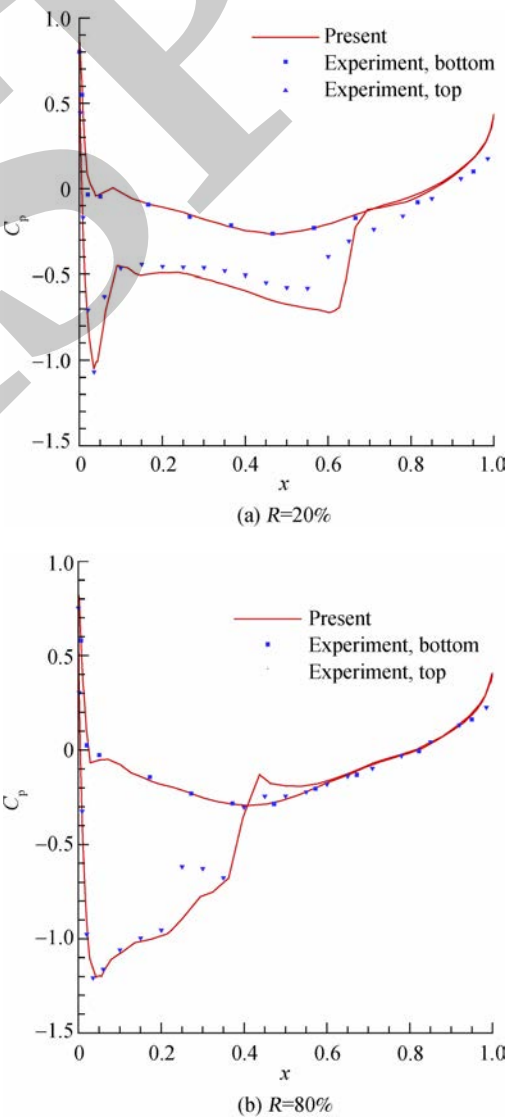


图 4 M6 机翼不同剖面压强系数对比

Fig. 4 Comparison of pressure coefficients of M6 wing in different sections

标 x 为剖面上点在 x 方向的坐标值,为与实验值比较已做归一化处理; R 为剖面展向位置与半展长的比值。设计变量为控制体上表面的控制点(如图 3 所示),用有限差分方法对 C_d 关于其中 5 个设计变量的梯度进行验证,如表 2 所示,可知所得梯度比较精确。图 5 为 M6 机翼减阻优化前后

表 2 阻力系数梯度对比

Table 2 Comparison of gradients of drag coefficient

设计变量	有限差分/10 ⁻³	连续伴随/10 ⁻³	$\Delta/\%$
1	3.4502	3.4982	1.39
2	6.6485	6.3501	-4.49
3	4.1414	4.2095	1.64
4	4.4838	4.2258	-5.75
5	-0.98593	-0.98141	-0.46

不同截面压强系数对比,可以看出优化后机翼上表面激波大大削弱。表 3 为优化结果,升力系数 C_l 基本不变,阻力系数 C_d 降低 25.26%,可知该方法可以有效实现减阻优化。

表 3 M6 机翼优化结果

Table 3 Optimization results of M6 wing

参数	数值		变化量/%
	优化前	优化后	
C_l	0.2903	0.29	-0.10
C_d	0.01417	0.01059	-25.26
C_l/C_d	20.49	27.38	33.63

5 优化设计算例

在跨声速条件下对 DPW-W1 机翼进行了气动单学科优化和气动结构多学科优化研究,并对计算结果对比分析,表明在飞行器设计中气动结构多学科优化的必要性。

5.1 气动单学科优化

优化目标为减小阻力,约束为保持升力系数恒定和机翼容积不变。计算状态马赫数为 0.76, $C_l = 0.621$,初始攻角为 0.5° ,优化后攻角为 0.626° 。非结构网格节点数 27 万,物面网格及 FFD 控制体如图 6 所示。共有 208 个控制点,选取上表面的 91 个作为设计变量。图 7 中黑色、红

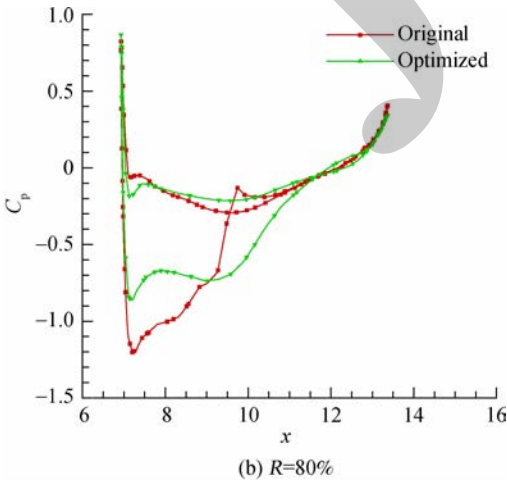
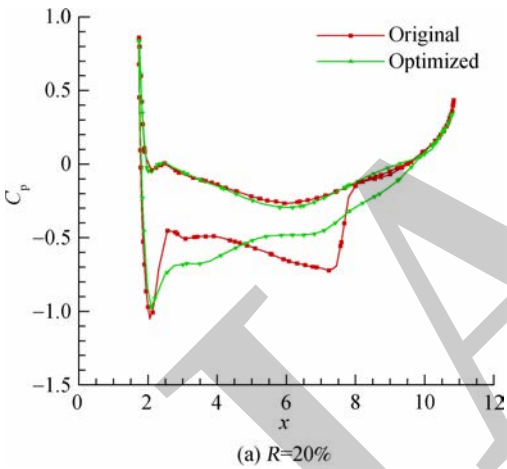


图 5 M6 机翼不同剖面优化前后压强系数对比
Fig. 5 Comparison of pressure coefficients before and after optimization of M6 wing in different sections

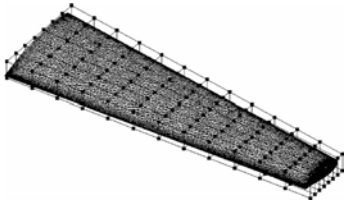


图 6 物面网格以及 FFD 控制体
Fig. 6 Surface mesh and FFD control volume

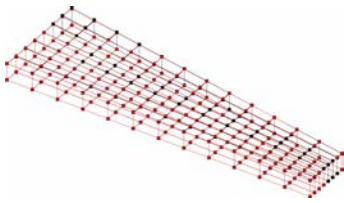


图 7 优化前后 FFD 控制体对比
Fig. 7 Comparison of FFD control volume before and after optimization

色为 FFD 控制体优化前、后对比。图 8 分别为优化前后的机翼表面压强云图, 可知优化后上表面激波大大削弱。图 9 分别为不同截面优化前后压强分布对比, 同样可看出上表面激波被削弱, 图中横坐标 x 为剖面上点在 x 方向的坐标值, 单位为 m 。相应截面翼型如图 10 所示, 图中横坐标 z 为剖面上点在 z 方向的坐标值, 单位为 m 。图 11 为收敛曲线。在本算例中, 阻力系数由 0.025 11 降低为 0.024 47, 降低 0.000 64; 升力系数保持恒定为 0.621 0。优化结果见表 4。

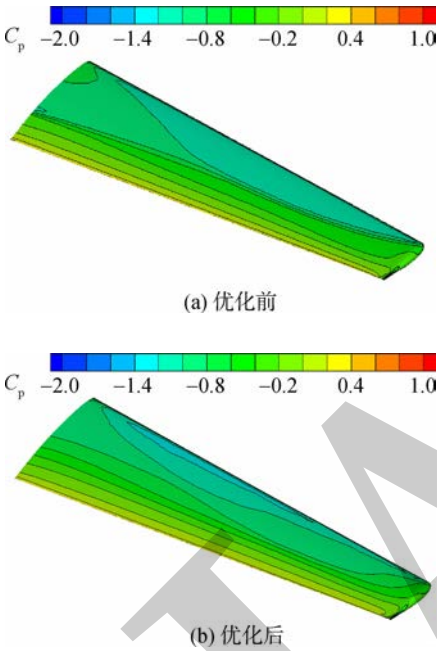


图 8 气动单学科优化前后机翼压强系数云图
Fig. 8 Contours of pressure coefficient of wing before and after aerodynamic single-disciplinary optimization

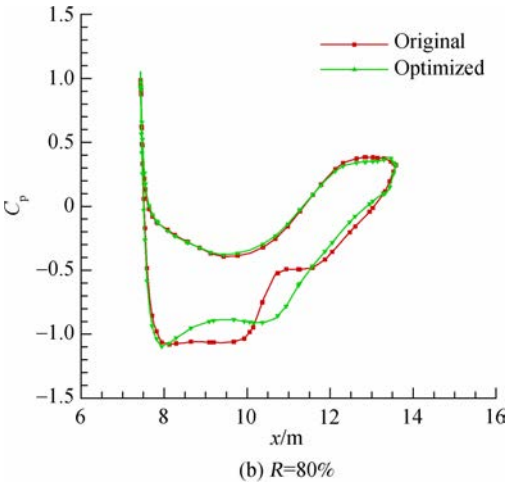


图 9 气动单学科优化前后机翼不同截面压强系数对比
Fig. 9 Comparison of pressure coefficients of wing in different sections before and after aerodynamic single-disciplinary optimization

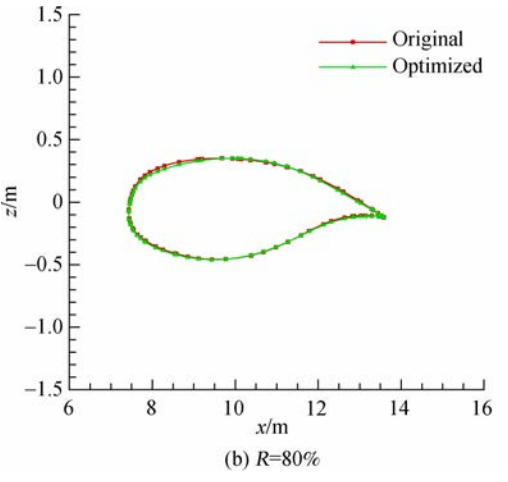
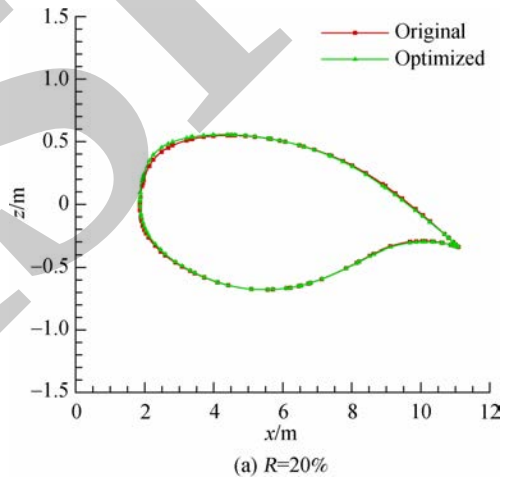


图 10 气动单学科优化前后机翼不同截面形状对比
Fig. 10 Comparison of shapes of wing in different sections before and after aerodynamic single-disciplinary optimization

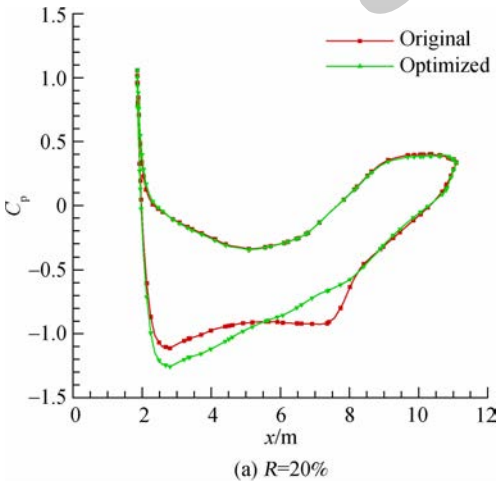


图 10 气动单学科优化前后机翼不同截面形状对比
Fig. 10 Comparison of shapes of wing in different sections before and after aerodynamic single-disciplinary optimization

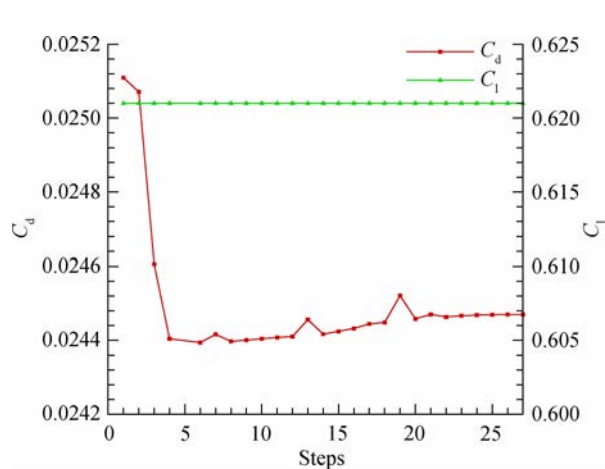


图 11 气动单学科优化收敛曲线

Fig. 11 Convergence curve aerodynamic single-disciplinary optimization

表 4 气动单学科优化结果

Table 4 Aerodynamic single-disciplinary optimization results

参数	数值		变化量/%
	优化前	优化后	
C_l	0.621	0.621	0
C_d	0.02511	0.02447	-2.55
C_l/C_d	24.73	25.38	2.63

5.2 气动多学科优化

计算状态与气动单学科优化相同,保持升力系数恒定。相同的流场网格、FFD 参数化方法以及设计变量;结构模型为文中第 1.2 节模型,由四边形线性壳单元构成。分别将上下蒙皮沿展向平均分为 5 段,将每段蒙皮厚度作为设计变量。因此共有 101 个设计变量,其中 91 个气动设计变量为 FFD 控制点,10 个结构设计变量为蒙皮厚度。优化目标为减阻减质量,保持升力恒定,约束条件为最大应力不超过允许值,机翼体积不减。优化模型为

$$\min \quad \omega_1 \left(\frac{C_d - C_{d0}}{C_{d0}} \right)^2 + \omega_2 \left(\frac{W - W_0}{W_0} \right)^2$$
$$C_l = 0.621$$
$$\text{s. t.} \quad \sigma_{\max} < 350 \text{ MPa}$$

(28)

式中权重系数取 $\omega_1 = \omega_2 = 0.5$,即同时考虑减阻减质量; W 为翼盒结构质量; C_{d0} 和 W_0 分别为目标阻力系数和质量。图 12 分别为气动结构多学科优化前后静气弹分析所得的压强云图,图 13 分

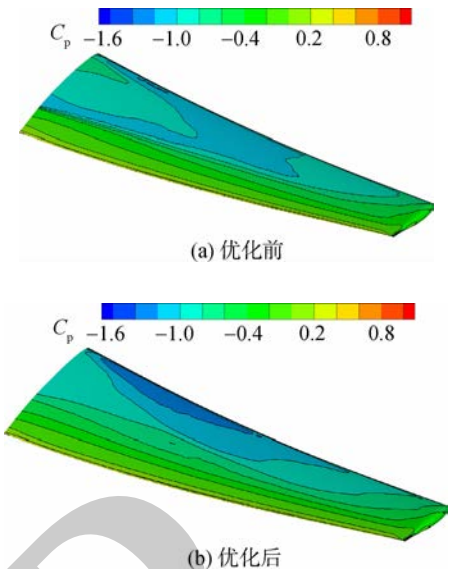
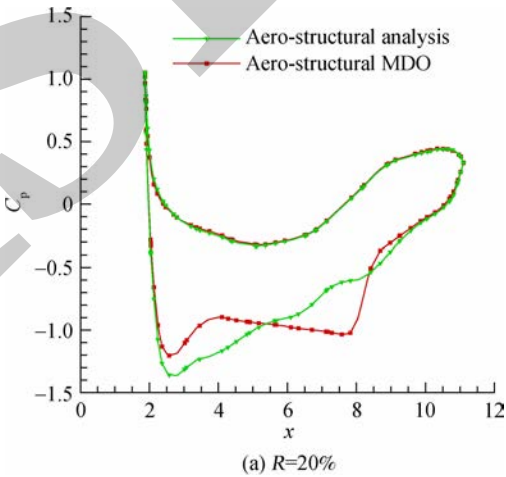
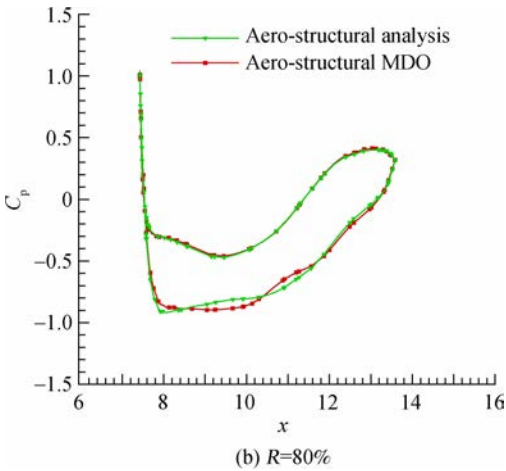


图 12 气动结构优化压强系数云图

Fig. 12 Contours of pressure coefficient for aero-structural optimization



(a) $R=20\%$



(b) $R=80\%$

图 13 气动结构 MDO 前后不同截面压强系数对比
Fig. 13 Comparison of pressure coefficients before and after aero-structural MDO in different sections

别为不同截面压强分布优化前后的对比。由图 12 和图 13 可知,优化后机翼表面激波明显削弱。图 14 分别为气动结构优化前后应力云图。图 15 为气动结构多学科优化收敛曲线。气动结构多学科优化后,阻力系数由 0.0258 降低为 0.0254,降低了 0.0004;升力系数保持不变;翼盒结构质量由 40016 kg 减小为 36566.6 kg,降低了 3449.4 kg。气动结构多学科优化结果见表 5。则知,通过气动结构优化,可同时减小气动阻力和翼盒结构质量,使飞行器设计达到更优的结果。

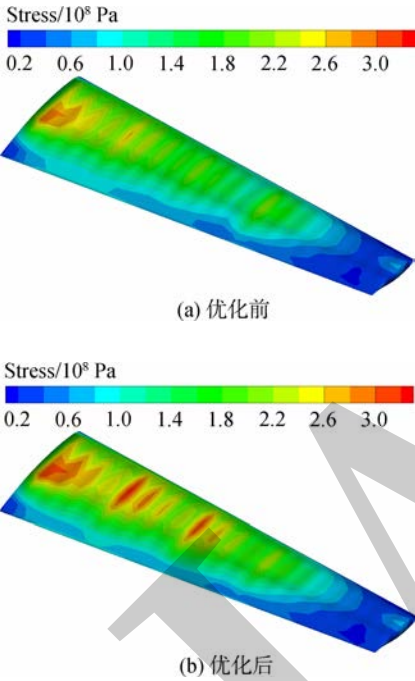


图 14 气动结构优化 von Mises 应力云图
Fig. 14 Contours of von Mises stress for aero-structural optimization

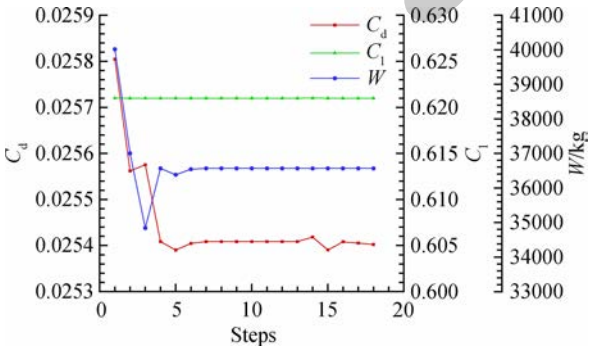


图 15 气动结构 MDO 收敛曲线
Fig. 15 Convergence history for aero-structural MDO

表 5 气动结构 MDO 结果
Table 5 Aero-structural MDO results

参数	数值		变化量/%
	优化前	优化后	
C_l	0.621	0.621	0
C_d	0.02580	0.02540	-1.55
C_l/C_d	24.07	24.45	1.55
W/kg	40016	36566.6	-8.62

5.3 计算结果对比

对气动单学科优化结果进行静气弹分析,固定升力系数为 0.621,最终阻力系数为 0.02553,比气动结构多学科优化大 0.00013;且由于无结构学科优化,其翼盒质量为初始质量。图 16 为两

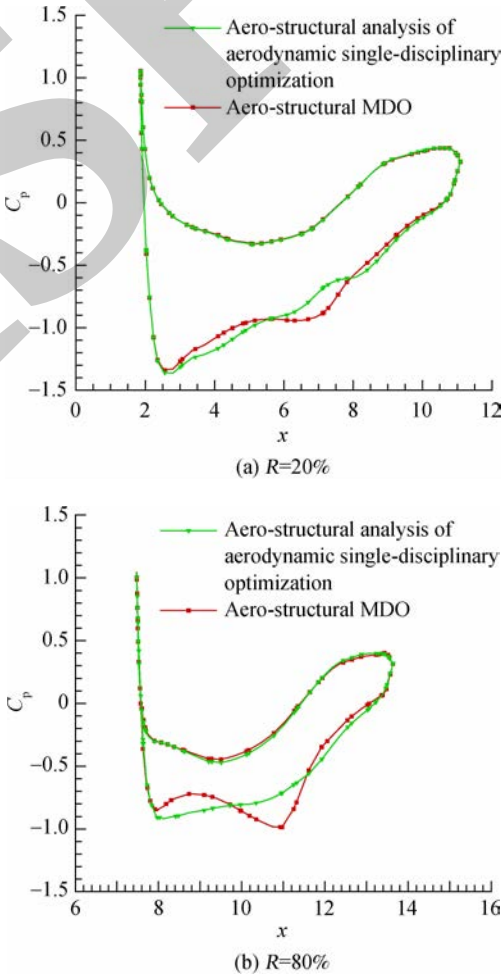


图 16 气动优化后静气弹分析与气动结构 MDO 不同截面压强系数对比

Fig. 16 Comparison of pressure coefficient of aero-structural analysis of aerodynamic single-disciplinary optimization and aero-structural OMD in different sections

者的不同截面压强分布对比,可知气动单学科优化后静气弹分析所得机翼表面仍然有激波,而气动结构多学科优化后激波相对更小。因此可知飞行器设计中气动结构优化的必要性。

6 结 论

本文发展出了一种飞行器的气动结构多学科优化方法。气动方面采用 Euler 方程与连续伴随方法,结构方面采用一种四边形线性壳单元模型以及有限差分方法,通过基于梯度的 SQP 优化方法实现飞行器的优化设计。气动结构优化算例气动方面的梯度在静气弹分析的基础上,通过求解伴随方程获得;结构质量的梯度可直接求得,应力梯度采用有限差分方法获得。因此梯度计算并未考虑耦合项,但是目标函数为阻力系数和质量的加权和,在设计过程中能够实现气动结构较合理的优化结果。最后对比气动结构多学科优化和气动单学科优化,表明该方法在飞行器设计中具有较高的应用前景。下一步将实现有黏连续伴随方法的求解和连续伴随方法耦合项的计算。

参考文献:

- [1] JAMESON A. Aerodynamic design via control theory[J]. *Journal of Scientific Computing*, 1988, 3(3): 233-260.
- [2] REUTHER J, JAMESON A, FARMER J, et al. Aerodynamic shape optimization of complex aircraft configurations via an adjoint formulation[R]. AIAA 96-0094, 1996.
- [3] KIM S, ALONSO J J, JAMESON A. A gradient accuracy study for the adjoint-based Navier-Stokes design method [R]. AIAA 99-0299, 1999.
- [4] BAYSAL O, ELESCHAKY M E. Aerodynamic sensitivity analysis methods for the compressible Euler equations[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1991, 113(4): 681-688.
- [5] BURGREN G W, BAYSAL O. Three-dimensional aerodynamic shape optimization of wings using sensitivity analysis[R]. AIAA 94-0094, 1994.
- [6] ANDERSON W K, VENKATAKRISHNAN V. Aerodynamic design optimization on unstructured grids with a continuous adjoint formulation[J]. *Computers and Fluids*, 1999, 28(4): 443-480.
- [7] MAVRIPLIS D J. Formulation and multigrid solution of the discrete adjoint problem on unstructured meshes[R]. AIAA-2005-319, 2005.
- [8] MAVRIPLIS D J. A discrete adjoint-based approach for optimization problems on three-dimensional unstructured meshes[R]. AIAA-2006-0050, 2006.
- [9] PALACIOS F, COLONNO M R, ARANAKE A C, et al. Stanford university unstructured (SU2): an open-source integrated computational environment for multi-physics simulation and design[R]. AIAA-2013-0287, 2013.
- [10] 唐智礼. 约束最优控制理论及其在气动优化中的应用[J]. *力学学报*, 2007, 39(2): 273-277.
TANG Zhili. Constrained optimum control theory: application to aerodynamic design[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2007, 39(2): 273-277. (in Chinese)
- [11] 左英桃, 高正红, 何俊. 基于 N-S 方程和离散共轭方法的气动外形设计[J]. *空气动力学学报*, 2010, 28(5): 509-512.
ZUO Yingtao, GAO Zhenghong, HE Jun. Aerodynamic design method based on N-S equations and discrete adjoint approach[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2010, 28(5): 509-512. (in Chinese)
- [12] 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[J]. *航空学报*, 2014, 35(3): 674-686.
LI Bin, DENG Youqi, TANG Jing, et al. Discrete adjoint method for 3D unstructured grid[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(3): 674-686. (in Chinese)
- [13] KIM Y, LEE D H, KIM Y, et al. Multidisciplinary design optimization of supersonic fighter wing using response surface methodology[R]. AIAA-2002-5408, 2002.
- [14] LIEM R P, MADER C A, LEE E, et al. Aerostructural design optimization of a 100-passenger regional jet with surrogate-based mission analysis[R]. AIAA-2013-4372, 2013.
- [15] MARTINS J R R A, LAMBE A B. Multidisciplinary design optimization: a survey of architectures [J]. *AIAA Journal*, 2013, 51(9): 2049-2075.
- [16] KENWAY G K W, MARTINS J R R A. Multipoint high-fidelity aerostructural optimization of a transport aircraft configuration[J]. *Journal of Aircraft*, 2014, 52(1): 144-160.
- [17] KENWAY G K W, KENNEDY G J, MARTINS J R R A. Scalable parallel approach for high-fidelity steady-state aeroelastic analysis and adjoint derivative computations [J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(5): 935-951.
- [18] 朱华光, 刘莉, 龙腾, 等. 机翼气动结构多学科设计优化研究[J]. *北京理工大学学报*, 2011, 31(10): 1147-1152.
ZHU Huaguang, LIU Li, LONG Teng, et al. Research of wings aero-structural multidisciplinary design optimization [J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2011, 31(10): 1147-1152. (in Chinese)
- [19] 粟华, 谷良贤, 龚春林. 基于高拟真度模型的高超声速飞行器静气动弹性优化[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(8): 1836-1842.
SU Hua, GU Liangxian, GONG Chunlin. Static aeroelastic optimization of hypersonic aircraft based on high-fidelity model[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(8): 1836-1842. (in Chinese)
- [20] 车竞, 唐硕, 王文正, 等. 一种新的蚁群算法及其在飞行器设计中的应用[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(2): 262-268.
CHE Jing, TANG Shuo, WANG Wenzheng, et al. New ant colony algorithm and its application on optimization design of flight vehicle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24

(2);262-268. (in Chinese)

[21] 左英桃,王晓鹏,陈云,等. 一种高效的 CFD/CSD 耦合飞行器多学科优化设计方法[J]. 航空动力学报,2014,29(12):2898-2904.

ZUO Yingtao,WANG Xiaopeng,CHEN Yun,et al. An efficient method for multidisciplinary design optimization of aircraft based on CFD/CSD coupling[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(12):2898-2904. (in Chinese)

[22] 张校,陈平剑,左英桃. CFD/CSD 耦合飞行器多学科优化设计新方法[J]. 气体物理,2016,1(2):47-54.

ZHANG Xiao,CHEN Pingjian,ZUO Yingtao. A novel multidisciplinary design optimization of aircraft based on CFD/CSD coupling[J]. Physics of Gases,2016,1(2):47-54. (in Chinese)

[23] 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[J]. 航空动力学报,2013,28(9):2009-2015.

ZUO Yingtao,FU Lin,GAO Zhenghong,et al. Research on aerodynamic optimization design of wing-body-nacelle-pylon configuration[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(9):2009-2015. (in Chinese)

[24] 熊俊涛,乔志德,杨旭东,等. 一种计及静气动弹性变形影响的跨声速机翼气动优化设计方法研究[J]. 空气动力学学报,2009,27(2):154-159.

XIONG Juntao,QIAO Zhide,YANG Xudong,et al. An aerodynamic shape optimization of transonic wing design method for aeroelastic system[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2009,27(2):154-159. (in Chinese)

[25] VASSBERG J,TINOCO E,MANI M,et al. Summary of the third AIAA CFD drag prediction workshop[R]. AIAA-2007-260,2007.

[26] OLAF S,KLAUS G,GEORGE K,et al. PARDISO 5.0.0 solver project[EB/OL]. [2017-01-10]. <https://pardiso-project.org/>.

[27] GRUTTMANN F,WAGNER W. A linear quadrilateral shell element with fast stiffness computation[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering,2005,194(39):4279-4300.

[28] DUCHON J. Splines minimizing rotation-invariant seminorms in Sobolev spaces[M]. Berlin:Springer,1977.

(编辑:王碧珺)