

文章编号:1000-8055(2013)08-1836-07

基于高拟真度模型的高超声速飞行器 静气动弹性优化

栗 华, 谷良贤, 龚春林

(西北工业大学 航天学院 航天飞行动力学技术重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 为解决基于计算流体动力学(CFD)和计算结构动力学(CSD)高拟真度模型的静气动弹性优化过程中模型更新自动化困难、求解速度慢的难点,提出了基于几何主模型技术的 CFD/CSD 一体化参数化建模方法和基于网格单元修正的常体积四面体(CVT)数据交换技术,并引入响应面模型来降低气动弹性优化求解难度.通过 AGARD 445.6 机翼静气动弹性分析对上述方法的可行性和有效性进行了验证;并以某高超声速飞行器为例,采用基于二次响应面的多目标优化算法进行了 CFD/CSD 气动弹性分析与优化,优化后飞行器升阻比增加 16%,结构质量减少 9%,且响应面模型精度拟合误差不超过 1.5%.计算结果表明:所发展的 CFD/CSD 一体化参数化建模与优化方法能够有效地解决高拟真度模型的静气动弹性优化问题.

关 键 词: 气动弹性; 计算流体动力学/计算结构动力学; 参数化主模型; 数据交换; 响应面技术

中图分类号: V211

文献标志码: A

Static aeroelastic optimization of hypersonic aircraft based on high-fidelity model

SU Hua, GU Liang-xian, GONG Chun-lin

(National Key Laboratory of Aerospace Flight Dynamics, School of Astronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Static aeroelastic optimization was proposed for an entire aircraft vehicle based on computational fluid dynamics (CFD) and computational structural dynamics (CSD) coupling numerical computational methodology. To solve the problem of automatic modeling and computational demand on multidisciplinary optimization based on high-fidelity model, a geometric master model technology was presented to generate the CFD/CSD integrated models, an improved constant volume tetrahedral (CVT) method based on elements was used for the grid deformation and force transition between the CFD and CSD mesh, and the response surface model (RSM) was used in stead of the traditional optimization algorithms. The above methods were validated by AGARD 445.6 wing static aeroelastic analysis. A hypersonic aircraft multi-objective optimization based on RSM was accomplished through CFD/CSD static aeroelastic optimization. The optimized aircraft lift-to-drag ratio increased by 16%, structural weight reduced by 9%, and the fitting error of RSM was less than 1.5%. Results show the CFD/CSD integrated modeling and optimization method could solve effectively the static aeroelastic optimization problem with high-fidelity models.

Key words: aeroelasticity; CFD/CSD; parameterized master model;
interface mapping; response surface methodology

收稿日期:2012-09-24

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1836_022.html

作者简介:栗华(1985—),男,广西桂林人,博士生,主要从事飞行器设计、多学科设计优化的应用技术等相关研究.

现代高超声速飞行器设计对高升阻比、轻结构质量要求的提高,使得飞行过程中空气动力与飞行器结构相互作用产生的结构弹性变形对整体性能的影响越来越大,气动弹性分析已经成为飞行器设计中的一个必不可少的环节^[1]。高超声速飞行器具有非常规的气动外形和复杂的内部结构形式,传统的基于线性气动力、一维或二维简化结构模型的建模方法难以准确描述;同时,更为复杂的飞行环境使得高超声速飞行器具有明显的空气动力非线性和结构非线性特性^[2-3],因此,必须采用基于高拟真度的 CFD/CSD 数值分析模型以适应其建模需求。

静气动弹性变形影响着飞行器的气动性能,从而与内部结构尺寸设计相互耦合,必须通过优化手段来获取气动/结构一体化设计的最优解。Maute 等^[4]通过 CFD/CSD 一体化耦合分析实现了三维机翼的非线性气动弹性优化。Melike 等^[5]以软件 FLUENT 和 ABAQUS 为气动和结构求解器,对 AGARD 445.6 机翼进行静气动弹性优化研究,设计变量包括机翼展弦比和后掠角。杨青等^[6]通过三维 Navier-Stokes(N-S)方程耦合结构静平衡方程实现了机翼外形的静气动弹性优化设计;刘金辉等^[7]基于响应面法完成了在多目标、多约束情形下的机翼气动/结构一体化优化设计,优化后的机翼具有更好的气动/结构综合性能。郑赞^[8]基于非结构网格和网格变形技术,研究了耦合求解流体和弹性结构体互相作用问题的数值方法,但目前国内外的研究大多数都局限于单独机

翼的气动弹性分析,忽略了机翼和机身之间的相互影响,且往往采用简化的二维线性气动力模型,难以适用于复杂的飞行器外形。

本文研究了基于高拟真度 CFD/CSD 数值分析模型的气动弹性建模与优化技术。首先提出了基于参数化主模型技术的建模方法,基于同一 CAD 主模型完成 CFD 和 CSD 建模,确保分析模型的一致性并实现自动化流程管理;采用改进的 CVT 方法处理 CFD/CSD 模型间的数据交换,保证优化过程中数据传递的稳定性;为避免大量的高负荷寻优计算,引入响应面法来缩短高拟真度气动弹性优化过程的计算时间;最后以 AGARD 445.6 机翼和某高超声速飞行器为例进行了静气动弹性分析和优化。

1 参数化主模型技术

目前国内外参数化建模的方法大多数都是针对气动设计需求,基于模型的几何特征,将设计对象的长度、角度等变量提取出来作为模型的描述参数,以此来驱动模型自动更新^[9]。对于基于高拟真度模型的气动弹性优化问题,参数化建模不但需要满足 CFD 和 CSD 的建模要求,同时还需保证 CFD/CSD 模型之间的一致性以满足数据转换的需要。因此,在参数化建模过程中,采用了基于参数化主模型的建模技术来建立 CFD 和 CSD 的几何模型。基于参数化主模型技术的几何建模和网格生成的实现过程如图 1 所示。图中 $\psi_g\{\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n\}$ 为驱动参数化主模型更新的设计参数,

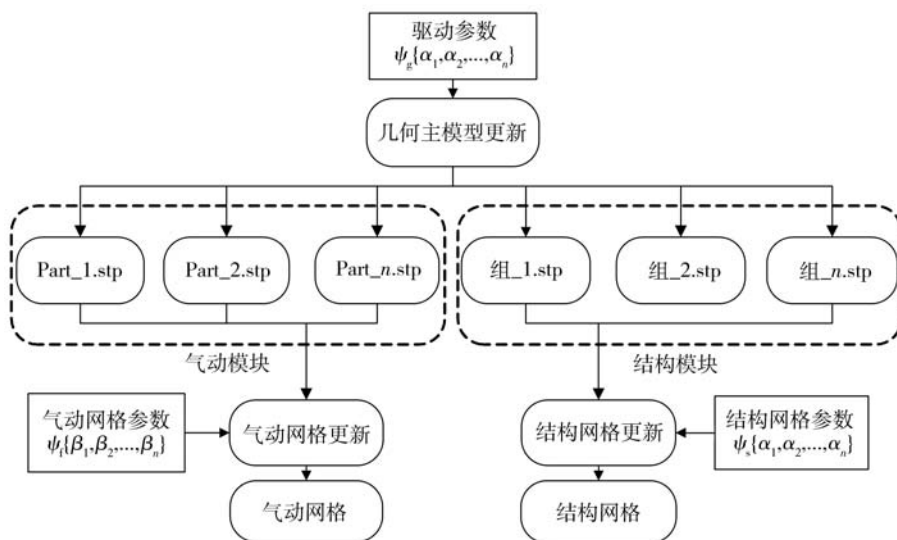


图 1 模型更新流程图

Fig. 1 Model updating flowchart

包括气动外形参数和内部结构参数; $\psi_t \{ \beta_1, \beta_2, \dots, \beta_n \}$ 表示生成气动网格的驱动参数; $\psi_s \{ \alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n \}$ 表示生成结构网格的驱动参数。

具体的实现流程如下:

1) 在 CAD 中建立包含 CFD 和 CSD 所需的气动外形和内部结构的主模型, 即同时具有气动外形特征和内部结构特征的几何体。

2) 对上述主模型分别以气动外形特征和结构功能特征为规则对飞行器整体进行分组, 如气动外形包括头部、身部、机翼、尾翼等; 按结构功能分为机身蒙皮、机身隔框、机翼翼肋、机翼蒙皮等。

3) 参数化主模型更新完成后, 将主模型中创建的各分组单独输出, 并按建模要求分别导入到 CFD, CSD 网格生成工具中。

4) 根据网格划分参数 ψ_t 和 ψ_s , 基于脚本驱动方式完成网格自动划分和输出, 生成所需的 CFD 和 CSD 计算网格。

基于参数化主模型的建模方法可以保证 CFD 和 CSD 模型之间的一致性, 避免额外的模型描述误差, 从而提高模型间数据交换的精确度; 同时基于特征分区的网格生成方式可以降低网格生成过程中由于外形变化太大造成的更新不稳定性。

2 CFD/CSD 耦合分析方法

2.1 界面推进方法

静气动弹性变形是由飞行器外部载荷与机体弹性结构相互耦合作用产生的, 需要耦合气动力方程和结构静平衡方程进行分析。根据气动力方程和结构静平衡方程的处理方式, 可以把基于时域的气动弹性分析耦合方式分为强耦合和弱耦合两种^[10]。强耦合在同一时间域和空间域内求解耦合方程, 不需要网格体系间的信息转换, 具有较高的时间精度, 但由于其高度的非线性特征, 该法在目前仅限于二维特定问题的求解; 弱耦合即分别在 CFD 和 CSD 各自的求解器内进行时间域积分, 通过交错时间推进来获得耦合系统的响应。

本文采用弱耦合处理方式来进行 CFD 和 CSD 耦合迭代。在优化过程中引入 CFD/CSD 耦合分析推进的实现流程见图 2, 主要步骤如下:

1) 首先根据 ψ_t 和 ψ_s 对 CFD, CSD 计算模块进行更新, 得到当前设计变量 ψ_g 下的分析模型。

2) 将更新后的 CFD 和 CSD 分析模型导入气动弹性计算模块, 更新流程控制参数。

3) 进行 CFD 计算并输出气动分布力, 将气动分布力经插值转换后施加到结构分析模型作为

结构外载荷, 进行 CSD 计算并输出结构变形量; 对结构变形位移进行插值转换后即可得到新的气动表面网格, 更新气动流场网格后再次计算 CFD。以上过程为单次耦合推进迭代。

4) 不断重复步骤 3) 中的 CFD/CSD 耦合推进过程, 通过伪时域迭代相互推进即可得到耦合系统的响应。

5) 响应曲线收敛后, 保存相应的结果数据, 提取出气动升阻力系数和结构质量及变形, 完成后处理后提交给优化器。

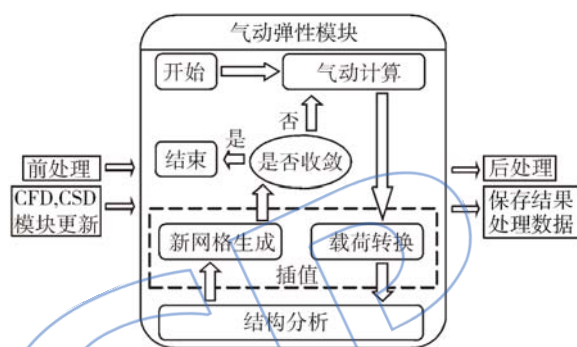


图2 气动弹性计算流程

Fig. 2 Aeroelastic computing flowchart

2.2 数据交换技术

气动结构耦合推进中的一个关键问题就是气动模型和结构模型不一致导致气动网格和结构网格之间存在差异, 具体体现为 CFD 与 CSD 的网格粗糙度不一致和网格与真实模型的拟合度不一致。在优化过程中, 由于模型几何参数和网格划分参数产生的不确定性有可能会进一步增大两者之间的差异, 从而降低求解精度。

CVT 是常用的 CFD 和 CSD 网格之间的数据交换方法, CVT 插值方法只依赖于网格节点信息, 需要对搜索到的距离最近的 3 个节点进行判断以排除共线等特殊情况, 难以保证结构三角形的质量。本文对文献[11]中的 CVT 插值方法进行改进, 将结构模型中的网格单元和节点信息同时引入到转换过程中, 通过调节控制参数实时调整插值生成网格的精度和转换时间, 这样可以减少转换过程中的误差, 并自动适用于优化流程。

CVT 方法主要通过建立气动网格节点与距离最近的 3 个结构网格节点之间的固定关系来实现 CFD 和 CSD 网格之间的数据交换。节点之间的几何关系如图 3 所示。其中 x_a 为气动模型网格节点, x_{s1}, x_{s2}, x_{s3} 为结构模型网格节点。

由几何关系可以得到

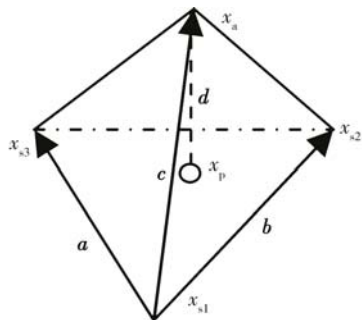


图3 CVT的转换四面体

Fig. 3 Conversion tetrahedron in CVT

$$\mathbf{a} = \mathbf{x}_{s3} - \mathbf{x}_{s1} \quad (1)$$

$$\mathbf{b} = \mathbf{x}_{s2} - \mathbf{x}_{s1} \quad (2)$$

$$\mathbf{d} = \mathbf{b} \times \mathbf{a} \quad (3)$$

所以有

$$\mathbf{c} = \mathbf{x}_a - \mathbf{x}_{s1} = \alpha \mathbf{a} + \beta \mathbf{b} + \gamma \mathbf{d} \quad (4)$$

其中 $\mathbf{a}, \mathbf{b}$ 为结构三角形的边; $\mathbf{d}$ 为结构三角形面的铅垂方向; α, β, γ 为标量参数。

x_p 为气动网格点 x_a 在结构三角形 x_{s1}, x_{s2}, x_{s3} 中的投影, 因此可以得到

$$x_p = x_{s1} + \alpha \mathbf{a} + \beta \mathbf{b} \quad (5)$$

在结构网格发生变形后, 保持参数 α, β 不变, 根据四面体体积守恒原则求出参数 γ , 代入式(4)即可求出变形后的气动网格点位置。

一般情况下, 结构网格节点 x_{s1}, x_{s2}, x_{s3} 的选择都是通过寻找距离 x_a 最近点的方式来获取, 难以保证形成的结构三角形的质量。因此, 为提高转换精度, 额外引入网格单元信息对寻找到的三个结构网格节点进行限制, 即要求 x_{s1}, x_{s2}, x_{s3} 三点必须属于同一网格单元, 并且点 x_a 在 x_{s1}, x_{s2}, x_{s3} 三点组成的结构三角形中的投影 x_p 还需满足在 x_{s1}, x_{s2}, x_{s3} 三点围成的三角形之内

$$S(x_p, x_{s1}, x_{s2}) + S(x_p, x_{s1}, x_{s3}) + S(x_p, x_{s2}, x_{s3}) \leq \zeta S(x_{s1}, x_{s2}, x_{s3}) \quad (6)$$

式中 S 表示三点围成的三角形面积, $\zeta \geq 1$ 为松弛系数, 用于调整不等式的约束强度。通过上述方法求出所有变形后的气动网格节点即可得到更新后的气动表面网格。

3 基于响应面的优化过程

基于高拟真度模型的气动弹性优化的每一步迭代过程都包含大量的 CFD 和 CSD 计算, 这对计算机的性能提出了很大的挑战。经典梯度算法或启发式算法的收敛依赖于大量的迭代步数, 难以适应于高强度的数值优化过程。因此, 本文引入

响应面法来进行高拟真度的 CFD/CSD 气动弹性优化。

气动弹性分析响应面的建立过程如图 4。在由设计变量组成的设计空间内进行试验点抽样并建立相应的响应面模型, 从而得到整个设计空间的响应函数曲面。由于每个试验点都是一组相对独立的设计参数, 如果其中一组出现问题, 只需对其单独重新计算即可。因此, 响应面法不但可以节省大量花费在迭代求解过程中的时间, 还可以通过并行计算进一步提高计算效率。

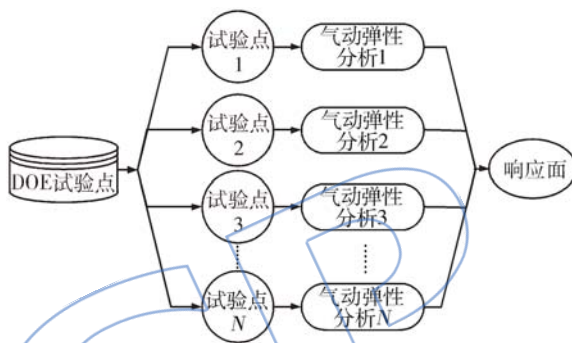


图4 试验设计示意图

Fig. 4 Design of experiment (DOE) sketch map

考虑到计算规模和响应面模型的近似精度, 本文采用的二次响应面模型如下:

$$\tilde{F}(x) = b_0 + \sum_{i=1}^n b_i x_i + \sum_{i=1}^n b_{ii} x_i^2 + \sum_{1 \leq i < j \leq n} b_{ij} x_i x_j \quad (7)$$

式中 b 为待求的响应面系数, n 为变量数目。

4 优化算例

分别以 AGARD 445.6 机翼和某高超声速飞行器为例进行静气动弹性集成与优化仿真。CFD 和 CSD 求解器分别采用软件 FLUENT 和 NAS-TRAN, CFD 网格使用由 ICEM 生成的非结构网格, CSD 网格由 PATRAN 软件生成。ICEM 网格生成、FLUENT 气动计算和 NASTRAN 结构分析过程分别通过对各软件的脚本语言进行驱动来实现更新自动化, 气动流场网格的更新由 FLUENT 的 UDF (user defined function) 实现, 网格插值和气动力转换由自编 C++ 程序完成^[12]。

4.1 AGARD 445.6 机翼

采用标准的 AGARD 445.6 机翼对本文的气动弹性建模方法进行验证。AGARD 445.6 机翼为 NACA65A 004 翼型, 展弦比为 1.65, 梢根比为 0.66, 展长为 0.762 m, 根弦长为 0.558 m, 1/4

弦线后掠角为 45° , 其详细的外形参数和材料属性见文献[13], 生成的 CFD 和 CSD 网格模型如图 5 所示. 其中, 图 5(b) 中垂直于表面的矢量为施加到机翼表面上的气动力.

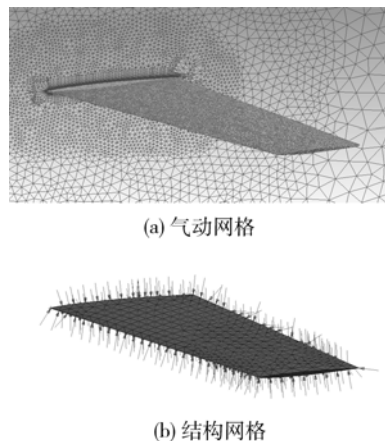


图 5 机翼气动模型与结构网格模型

Fig. 5 CFD model and CSD model of the wing

计算状态选择为马赫数 $Ma=0.85$, 攻角 $\alpha=5^\circ$. AGARD 445.6 机翼静气动弹性迭代平衡后的升力系数、翼尖前缘变形和后缘变形见表 1. 可以看出本文方法计算结果的与文献[14]基本一致, Euler 解的气动力系数和结构变形的误差均在 2% 以内, N-S 解由于非结构网格的影响精度有所降低, 但误差也小于 5%.

表 1 AGARD 445.6 机翼静气动弹性结果比较
Table 1 Comparison of AGARD 445.6 wing static aeroelastic analysis results

	Euler 解		N-S 解	
	本文	文献	本文	文献
升力系数	0.3493	0.3502	0.3381	0.3488
前缘变形/m	0.0547	0.0553	0.0525	0.0551
后缘变形/m	0.0659	0.0668	0.0626	0.0645

4.2 某高超声速飞行器

以某高超声速飞行器为例进行全飞行器静气动弹性优化. 生成的 CFD 和 CSD 网格模型如图 6 所示. CFD 网格总数为 80 万, CSD 网格总数为 2 万.

4.2.1 基准设计点分析

静气动弹性分析的计算状态选择为轨迹动压最大点^[15]: 马赫数 $Ma=1.35$, 攻角 $\alpha=9^\circ$, 来流动

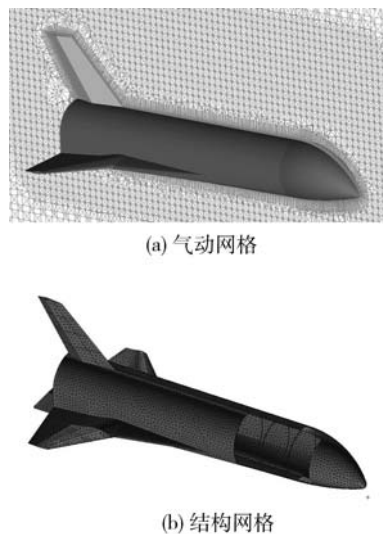


图 6 飞行器气动模型与结构网格模型

Fig. 6 CFD model and CSD model of the aircraft

压 $Q=30\text{ kPa}$. 结构有限元模型的材料参数和设计约束详见文献[15]. 对基准设计状态进行静气动弹性分析得到的飞行器升阻比为 5.986, 结构质量为 11.61t, 机翼尖部的最大变形为 72.2mm, 而初始未变形时的升阻比为 6.093. 可以看出由于静气动弹性的作用, 柔性飞行器的实际升阻比比原刚体飞行器减少了 1.756%.

图 7 为迭代平衡后全飞行器的变形分布情况, 图中的数值条表示变形大小, 单位为 mm. 图 8 为全飞行器和单独翼静气动弹性分析的收敛历程. 可以看出机翼和机身的相互作用对机翼的最大变形也有较大影响, 全飞行器分析的翼尖最大变形比单独机翼分析状态增加了 15.9%. 因此, 进行全飞行器的气动弹性分析是十分有必要的.

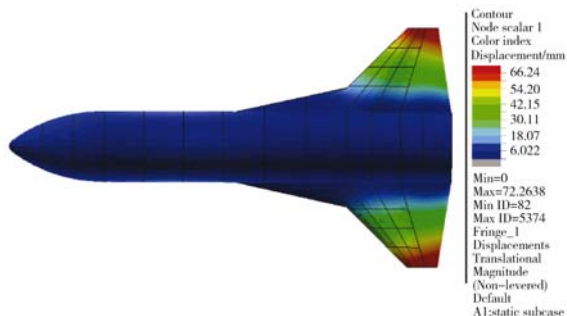


图 7 全飞行器变形分布 (单位:mm)

Fig. 7 Displacement of the entire aircraft
(unit:mm)

4.2.2 优化过程

选择机身直径、机翼面积、机翼展弦比、机翼根梢比、机翼梁腹板厚度、机翼蒙皮厚度 6 个参数

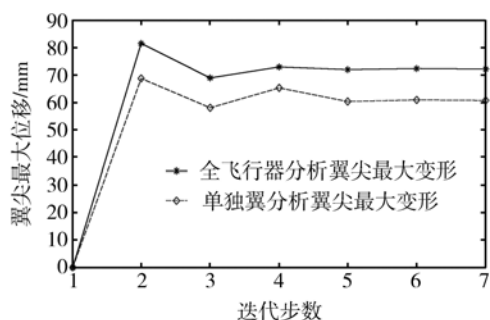


图 8 全飞行器分析与单独翼分析迭代收敛过程比较

Fig. 8 Convergence history comparison between entirely aircraft and single wing

作为优化设计变量,其初始值见表 2.

表 2 响应面优化后的最优设计参数

Table 2 Optimum design parameters after response surface optimization

设计变量	基准状态值	优化值
机身直径/mm	3350	3020.75
机翼面积/m ²	26.5	24.17
机翼展弦比	1.8	2.119
机翼根梢比	3.8	4.16
机翼梁腹板厚度/mm	20	18.16
机翼蒙皮厚度/mm	5	4.81

全飞行器静气动弹性优化问题描述如下:

$$\begin{aligned} \min \quad & F = \omega_1 C_d/C_l + \omega_2 M \\ \text{s. t.} \quad & \begin{cases} D_{\text{tip}} < D_{\text{max}} \\ \sigma < \sigma_{\text{max}} \end{cases} \end{aligned} \quad (8)$$

式中 C_d/C_l 为阻升比, M 为结构质量, ω_1 和 ω_2 为对应的权重系数, 本文分别取 0.6 和 0.4; D_{tip} 为翼尖最大位移, σ 为结构最大应力.

试验设计采用中心复合型方法, 对 6 个设计参数组成的设计空间生成 77 个试验设计点, 范围在其基准值上变化 $\pm 20\%$, 以此来构建设计变量与升阻比、翼尖最大变形和结构质量的响应面. 计算在 8 台 IBM 服务器上并行执行, 单次静气动弹性迭代耗时近 7h, 整个试验设计过程共耗时 67h.

对构建后的响应面模型使用序列二次规划算法进行优化求解, 得到的最优设计变量和性能参数见表 2 和表 3. 可以看出最优点各性能参数的响应面误差均小于 1.5%, 说明二次响应面的拟合精度可以满足设计需求. 优化后飞行器整体规模有所减小, 机翼面积占全机的比例增大, 从而使

得优化后的机翼具有较好的气动/结构综合性能, 优化后飞行器的升阻比为 7.068, 比基准设计状态提高了 16%, 结构质量为 10.56 t, 比基准值减少了 9%; 机翼梁腹板厚度和机翼蒙皮厚度略有减少, 但由于飞行器规模的缩减, 最终的翼尖的最大变形减少 53.76 mm.

表 3 优化前后飞行器气动结构参数比较

Table 3 Comparison of aerodynamic structure performances for optimum aircraft and initial

性能参数	基准状态	优化状态 (响应面)	优化状态 (CFD/CSD)	响应面误差/%
升阻比	5.986	7.175	7.068	1.5
结构质量/t	11.61	10.47	10.56	0.9
最大变形/mm	72.2	53.11	53.76	1.2

图 9 为优化前后飞行器的表面压力分布图, 其中 1, 2 为基准状态的上下表面压力分布; 3, 4 为优化后的上下表面压力分布. 可以看出优化前后飞行器表面压力分布变化不大.

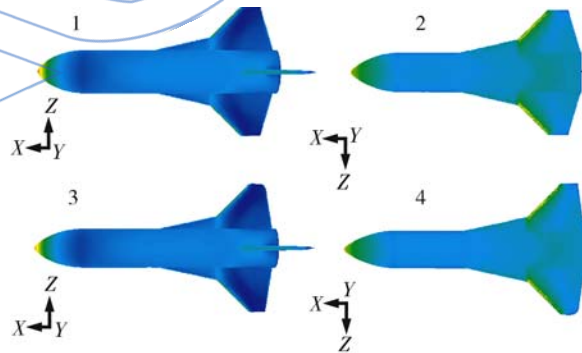


图 9 优化前后表面压力分布

Fig. 9 Pressure distribution of the optimum and initial aircraft before optimization

5 结 论

随着设计复杂度和性能指标的不断提高, 高拟真度模型在高超声速飞行器设计中的地位变得越来越重要. 为适应 CFD/CSD 耦合分析的一致性需求, 本文提出了 CFD/CSD 一体化参数化建模方法, 并采用改进的 CVT 插值技术来提高转换精度; 引入了二次响应面技术来减少迭代计算消耗, 建立了基于高拟真度模型的静气动弹性优化流程; 最后对某高超声速飞行器进行了全飞行

器静气动弹性分析与优化,验证了本文方法的可行性和有效性.本文研究为复杂飞行器多学科设计优化过程集成高拟真度分析模型提供了一定的参考.

参考文献:

- [1] Guruswamy G P, Obayashi S. Study on the use of high-fidelity methods in aeroelastic optimization[J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(3): 616-619.
- [2] Jamshid A S, Pawel C, Lucas G H, et al. Integrated aerodynamic/structural/dynamic analyses of aircraft with large shape changes[C]//48th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2007: 7740-7759.
- [3] Alonso J J, Martins R R A, Reuther J J. High-fidelity aerostructural design using a parametric CAD-based model[R]. AIAA 2003-3429, 2003.
- [4] Maute K, Nikbay M, Farhat C. Coupled analytical sensitivity analysis and optimization of three-dimensional nonlinear aeroelastic systems[J]. *AIAA Journal*, 2001, 39(11): 2051-2061.
- [5] Melike N, Levent A A. A multidisciplinary code coupling approach for analysis and optimization of aeroelastic systems[R]. AIAA 2008-5876, 2008.
- [6] 杨青, 梁强, 杨永年. 基于 CFD 的静气动弹性优化设计方法[J]. *空气动力学学报*, 2005, 23(1): 16-20.
YANG Qing, LIANG Qiang, YANG Yongnian. Static aeroelastic optimization with CFD method[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2005, 23(1): 16-20. (in Chinese)
- [7] 刘金辉, 乔志德, 杨旭东, 等. 基于响应面法的机翼气动/结构一体化优化设计研究[J]. *空气动力学学报*, 2006, 24(3): 300-306.
LIU Jinhui, QIAO Zhide, YANG Xudong, et al. Research of aerodynamic structure integrative optimization design of wing based on response surface methodology[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2006, 24(3): 300-306. (in Chinese)
- [8] 郑赞. 基于非结构网格的气动弹性数值方法研究[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(9): 2069-2077.
ZHENG Yun. Computational aeroelasticity with an unstructured grid method[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(9): 2069-2077. (in Chinese)
- [9] 马铁林, 马东立, 张朔. 分析模型参数化建模在飞机多学科优化设计中的应用[J]. *航空学报*, 2008, 29(6): 1576-1580.
MA Tielin, MA Dongli, ZHANG Shuo. Application of parameterization of analysis model in airplane multidisciplinary design optimization[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(6): 1576-1580. (in Chinese)
- [10] 徐敏, 安效民, 陈士槽. 一种 CFD/CSD 耦合计算方法[J]. *航空学报*, 2006, 27(1): 33-37.
XU Min, AN Xiaomin, CHEN Shilu. CFD/CSD coupling numerical computational methodology[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(1): 33-37. (in Chinese)
- [11] Sadeghi M, Liu F, Lai K L, et al. Application of three-dimensional interfaces for data transfer in aeroelastic computations[C]//22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit. Rhode Island: AIAA, 2004: 1116-1145.
- [12] 粟华. 再入飞行器多学科优化技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.
SU Hua. Investigation on multidisciplinary design optimization technologies for reentry vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)
- [13] Yates E C. AGARD standard aeroelastic configurations for dynamic response I: wing 445. 6[R]. NASA TM-100492, 1987.
- [14] Cai J, Liu F. Static aero-elastic computation with a coupled CFD and CSD method[R]. AIAA 2000-0717, 2000.
- [15] Ramadas K P. Summary report of the orbital X-34 wing static aeroelastic study[R]. NASA CR-2001-210850, 2001.