

基于响应面法的机翼气动-结构多学科优化设计

刘金辉^{1,2}, 乔志德¹, 杨旭东¹, 郝国芬³

(1. 西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 陕西 西安 710072;

2. 95939 部队, 河北 沧州 061036; 3. 河北工程技术高等专科学校 计算中心, 河北 沧州 061036)

摘要:应用响应面法进行了弹性机翼的气动-结构多学科优化设计方法研究。以 M6 机翼为初始机翼,进行了多目标、多约束的气动-结构优化设计,优化后的机翼具有较好的气动-结构综合性能,升阻比增加了 9.25%,而重量减轻了 4.84%;模型精度满足设计要求。优化结果表明所发展的优化设计方法是成功有效的,具有重要的应用价值。

关键词:响应面法;欧拉方程;有限元方法;静气动弹性

中图分类号: V224 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2006)01-0001-03

随着计算流体力学(CFD)和计算结构力学(CSM)的飞速发展,分别在气动、结构方面对机翼进行优化的方法已发展得比较成熟。然而,机翼的气动特性和结构变形是牢固耦合的,当载荷作用在机翼上时,机翼的结构会产生弹性变形,结构变形改变机翼表面的压力分布,改变了的压力分布又会使结构产生新的变形。气动、结构方面分别优化实际上忽略了气动、结构之间的相互影响和相互作用,势必影响优化设计结果的准确性,即在刚性假设条件下设计的机翼,在飞行中将很难达到设计的性能目标。所以,现代机翼的设计需要相关学科结合起来,如空气动力学、结构力学等,充分考虑它们之间的相互作用。国际上考虑弹性变形影响的一些机翼优化设计方法^[1-3]已比较成熟。国内的机翼优化设计方法^[4-5]还没将气动、结构设计完美结合,也就不能很好地适应机翼优化设计中多学科交叉、联合的新趋势。

1 优化分析

1.1 流场分析

欧拉方程是无粘流动的准确描述,在笛卡尔坐标系中,三维欧拉方程守恒形式为 $\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} d\Omega + \iint_{\partial V} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0$ 。式中: \mathbf{W} 为状态矢量; \mathbf{F} 为无粘矢通量; V 为控制体; ∂V 为控制体的边界; \mathbf{n} 为控制体边界单位外法向矢量。流场计算采用的是 O-H 型网格,大小为 $121 \times 33 \times 41$ 。

计算机翼表面网格单元中心的压力系数 C_p 后,据 $F_x = (C_p Q + P) S \cos \alpha$, $F_y = (C_p Q + P) S \cos \beta$, $F_z = (C_p Q + P) S \cos \gamma$, 转化为气动力,用于加载。式中: F_x 、 F_y 、 F_z 分别为作用于网格单元中心沿 3 个方向的力; Q 为动压; P 为大气压; S 为是网格单元面积; α 、 β 、 γ 分别为网格外法向矢量与 X 、 Y 、 Z 轴的夹角。

1.2 结构分析

由于结构网格要从气动网格获得受力信息,为此,在气动网格(蒙皮所在面)的基础上,将网格展向边长 2^m 等分,弦向边长 2^n 等分,自然数 m 、 n 可能相等,也可能不等,值越大网格越密,梁、翼肋自动化分,就得结构有限元网格,这样可保证力 F 作用在节点上。

按照 Hellinger-Reissner 变分原理,假设位移场和应变场是独立的,有 $\int_V \delta \bar{\mathbf{E}}^T \mathbf{C} \mathbf{E} dV - \delta W = 0$ 与 $\int_V \delta \bar{\mathbf{E}}^T \mathbf{C} (\bar{\mathbf{E}} - \mathbf{E}) dV = 0$

收稿日期:2005-01-20

基金项目:国家自然科学基金资助项目(10402036)

作者简介:刘金辉(1973-),男,河北河间人,工程师,主要从事气动-结构学科耦合计算方法及优化设计研究;
乔志德(1936-),男,陕西佳县人,教授,博士生导师,主要从事先进翼型、机翼设计技术研究及。

$-E)dV = 0$ 式中: E 和 $\delta \bar{E}$ 分别是位移 - 应变矢量和其虚应变矢量; E 和 δE 分别是应变矢量和它的虚应变矢量; C 是弹性本构矩阵; δW 是虚功; V 是体积。

求得节点变形位移后,通过插值方法求机翼表面网格点变形位移。机翼表面网格点的原坐标加上相应位置的变形位移,就得到变形后机翼表面网格点的新坐标。

1.3 静气动弹性分析

求解弹性机翼气动力的基本思想有弱耦合法和强耦合法^[1]。弱耦合方法,即传统的耦合气动分析模式和结构分析模式的方法,首先完成气动分析,收敛的气动力分布转移到结构分析,用有限元方法计算完结构变形之后,针对变形的机翼生成 CFD 网格,再进行气动分析,重复上述过程,直至变形收敛。通常要反复进行 4~7 次气动、结构分析,变形才能收敛,这是很费时间的。在强耦合方法中,气动方程和结构方程是同时求解的。即在气动方程求解迭代期间,间断地按照还未收敛的气动力来计算结构变形,再把变形量计入气动力计算的迭代过程中去,直到变形和气动力都收敛。这种方法仅需 30%~50% 时间用于 CFD 计算,和弱耦合方法相比是很有效的。

2 种方法主要区别:弱耦合法气动力收敛后才计算变形;强耦合法气动力还收敛就开始计算变形。

迭代计算中取收敛标准 $\varepsilon = \max_{i,k} |(U_{i,k}^n - U_{i,k}^{n-1})/U_{i,k}^1| \leq 10^{-2}$, $U_{i,k}^n$ 是第 (i,k) 个节点第 n 次变形量。

通过静气动弹性分析,耦合的气动特性和结构特性可计算了,例如升力系数,阻力系数,升阻比,翼尖位移,最大应力等。基于这些计算的数据,每一个气动和结构特性的响应面^[7]可建立并用于优化。

2 算例

M6 为跨声速实验验证机翼,根弦长 80.59 cm,半展长 19.63 cm,前、后缘后掠角 30° 、 15.8° ,无扭转角,面积 7534.51 cm^2 ,蒙皮厚度 0.45 cm,梁腹板厚度 1.1 cm,翼肋厚度 0.6 cm,材料为铝合金,弹性模量 70 GPa,泊松比 0.33,强度极限 412 MPa,密度 $2.7 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$,设计状态为 $Ma = 0.84$,迎角 3.06° 。本文设计变量只涉及平面形状参数和结构参数,根弦长(0.8m - 1.0m)、半展长(1.1m - 1.3m)、前、后缘后掠角(25.0° - 35.0° , 10.8° - 20.8°)被选作气动设计变量,它们足以确定机翼的平面形状;蒙皮厚度(3 cm - 6 cm)、梁腹板厚度(8 cm - 12 cm)被选作结构设计变量。括号中的数据为取值范围。

目标函数: $F = W_1 C_D/C_L + W_2 G/G_{\max}$ 。式中: W_1 和 W_2 为权因子,且 $W_1 + W_2 = 1$; C_D/C_L 为升阻比的倒数; G 为机翼重量, G_{\max} 按设计变量取值范围计算的最大重量。本文取 $F = 0.6 C_D/C_L + 0.4 G/G_{\max}$ 。约束条件: $C_L > C_{L\text{Base}}$, $C_D > C_{D\text{Base}}$, $A_L \geq A_{\text{Base}}$, $D_T < D_{T\text{Base}}$, $S_{\max} < D_{\max\text{Base}}$ 。式中: C_L 为升力系数; C_D 为阻力系数; A 为机翼面积; D_T 为翼尖位移; S_{\max} 是单元最大应力。下标 Base 表示初始机翼。

与优化前相比较,根弦长变为 92.24 cm,半展长变为 124.48 cm,前缘后掠角变为 34.89° ,后缘后掠角变为 10.8° ,面积 7534.58 cm^2 ,蒙皮厚度 0.43 cm,梁腹板厚度 1.18 cm。优化后的机翼具有较好的气动 - 结构综合性能,升阻比增加了 9.25%,且比初始机翼重量轻 4.84%;表 2 给出了优化前后机翼气动结构参数比较结果,优化前后各展向站位剖面压力分布的变化见图 1,机翼平面形状及表面压力等值线对比情况见图 2,从图中可以看出激波强度变化不明显,是因为设计变量中没有包括翼型形状参数,减小的阻力主要是诱导阻力。值得说明的是,加权因子值决定于各项目的数量级及其重要程度,取值不同优化结果也不相同。 W_1 越大,升阻比提高越多, W_2 越大,重量减轻越多。

表 1 优化前后机翼气动结构参数比较

结构参数	初始 CFD&CSM	初始响应预测	优化响应预测	优化 CFD&CSM	变化比	误差优化
C_L	0.2865792	0.2871403	0.2923108	0.2933316	+2.35%	0.34%
C_D	0.0120988	0.0120912	0.0112152	0.0112374	-7.11%	0.20%
C_D/C_L	0.0422181	0.0421089	0.0383675	0.0383094	-9.25%	0.16%
D_T	0.0065751	0.0065501	0.0063727	0.0064304	-2.20%	0.91%
S_{\max}	31933306	31821909	28625037	28914078	-9.45%	1.00%
G	32.146227	32.488918	30.290253	30.589753	-4.84%	0.98%

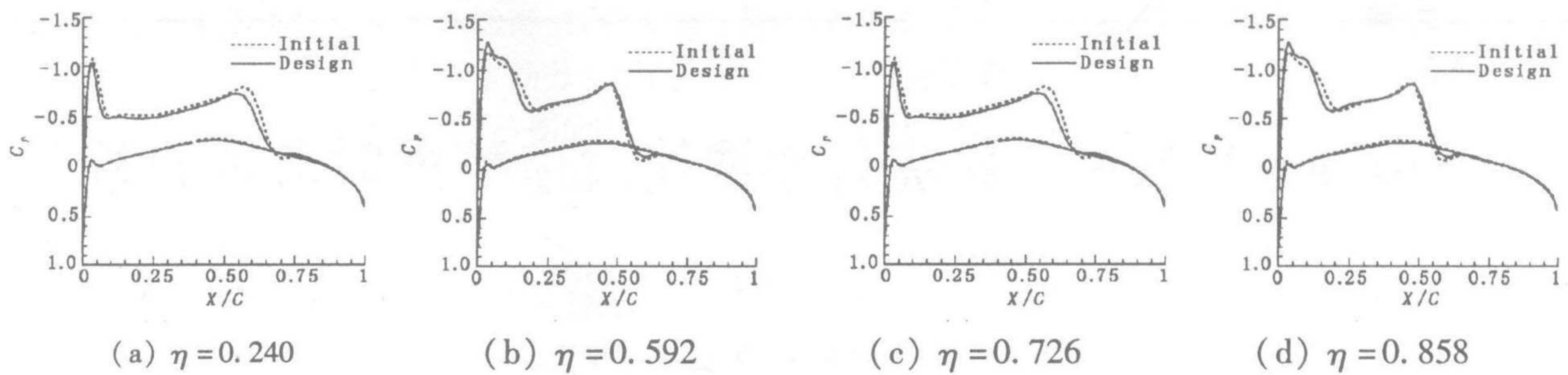


图1 优化前后机翼各展向位置剖面压力对比

3 结论

本文研究了一种基于响应面法的弹性机翼气动-结构多学科优化设计方法,并用此方法对 M6 机翼进行了气动-结构一体化优化设计。优化结果表明,本文采用的气动分析方法与结构分析方法能够较好地分析机翼的性能,正确地反映了机翼各个设计变量对机翼气动特性和结构特性的响应关系以及气动性能要求与结构设计要求之间的制约关系,优化结果比较合理,证明了本方法在机翼气动-结构一体化优化设计方面可行性与有效性。

流场计算是采用的精度较高的 Euler 方程,适合于亚、跨、超音速各种情况,对不同结构形式的机翼,只需稍微改动结构模型子程序。响应面方法可以较准确地拟合设计变量同响应之间的复杂关系;因可采用简单的代数形式,响应面法能得到全局的近似最优解;在优化设计过程中针对不同的目标函数和约束条件,不需要增加额外的计算量;采用响应面法进行优化设计时不需要修改流场分析程序;响应面预测结果与实际计算结果相比误差较小,满足工程要求。

参考文献:

- [1] Kim Y, Kim J, Jeon Y, et al. Multidisciplinary Aerodynamic - Structural Design Optimization Of Supersonic Fighter Wing Using Response Surface Methodology [R]. AIAA 2002 - 0322.
- [2] Samareh J A. Multidisciplinary Aerodynamic - Structural Shape Optimization Using Deformation [R]. AIAA 2000 - 4911.
- [3] Shi G, Renaud G, Yang X. Integrated Wing Design With Three Disciplines [R]. AIAA 2002 - 5405.
- [4] 詹浩, 华俊, 张仲寅. 考虑气动弹性变形影响的跨声速机翼设计方法研究 [J]. 空气动力学学报, 1999, 17: 327 - 332.
- [5] 董波, 张晓东, 酃正能. 干线客机机翼气动/结构综合设计研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28: 435 - 437.
- [6] Chen H H, Chang K C, Tzong Ti. Aeroelastic Analysis of Wing and Wing/fuselage Configurations [R]. AIAA 98 - 0907.
- [7] 王晓锋, 席光, 王尚锦. 响应面法在叶片扩压器优化设计中的应用研究 [J]. 工程热物理学报, 2003, 24: 391 - 394.

(编辑:姚树峰)

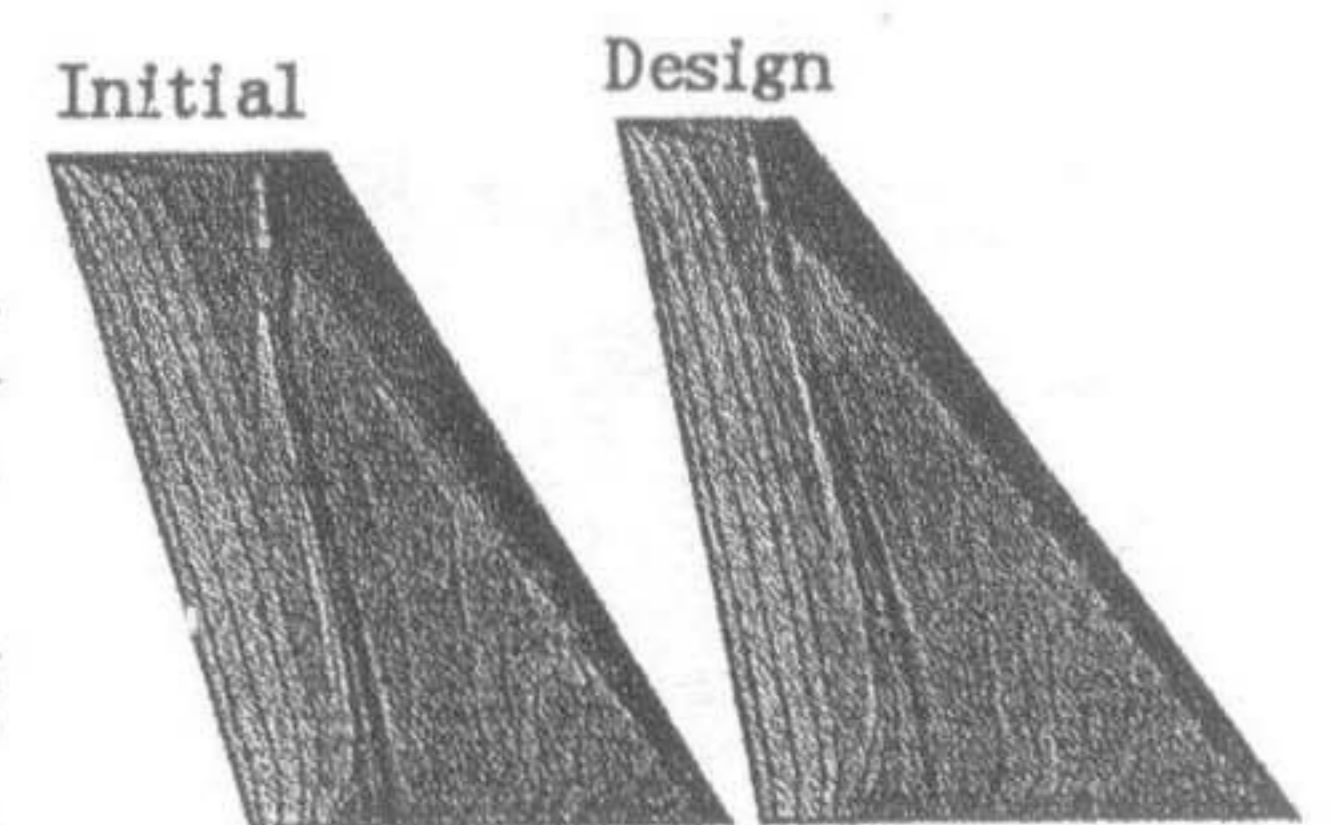


图2 优化前后机翼上表面压力等值线对比

Aerodynamic - structure Multidisciplinary Optimization Design of Wing Based on Response Surface Methodology

LIU Jin - hui^{1,2}, QIAO Zhi - de¹, YANG Xu - dong¹, HAO Guo - fen³

(1. National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China; 2. Unit 95939 of PLA Cangzhou, Hebei 061036, China; 3. Computer Center, Hebei Engineering and Technical College, Cangzhou, Hebei 061001, China)

Abstract: In this paper, the multidisciplinary aerodynamic - structure optimization design method of elastic wing based on response surface methodology is performed. M6 wing is chosen as the base wing. The design results show that the lift - to - drag ratio has increased by 9.25% and the structural weight has reduced by 4.84%, the response surface methodology is accurate enough to satisfy the engineering requirement. It can be concluded that the present method is effective and feasible, and is applicable for engineering practice due to its high design capability.

Key words: response surface methodology; Euler equation; finite element method; static aero - elastics