

一种高效的 CFD/CSD 耦合飞行器多学科 优化设计方法

左英桃¹, 王晓鹏², 陈云³, 陈刚⁴, 高正红¹

(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, 西安 710072;

2. 上海机电工程研究所, 上海 201109;

3. 福建农林大学 计算机与信息学院, 福州 350002;

4. 西安交通大学 机械结构强度与振动国家重点实验室, 西安 710049)

摘 要:建立了一种基于 CFD/CSD (computational fluid dynamics/computational structure dynamics) 耦合的多学科优化设计方法. 该方法采用结构有限元方程进行结构特性分析, 同时采用数值求解 N-S 方程方法获得气动载荷, 保证了设计结果的可靠性, 并采用基于代理模型的优化设计方法解决了采用高精度模型后计算量太大的问题. 采用 RBF (径向基函数) 插值方法进行流固耦合界面数据插值, 保证了传递过程中的能量守恒. 利用建立的优化设计方法对一典型的翼身组合体进行了气动和结构优化设计, 算例表明在满足约束条件的前提下优化后阻力和质量分别减小了 5.0% 和 4.2%, 证明了该方法的有效性.

关 键 词:CFD/CSD 耦合; 翼身组合体; 多学科优化设计; 代理模型; RBF 插值

中图分类号:V211.3

文献标志码:A

An efficient method for multidisciplinary design optimization of aircraft based on CFD/CSD coupling

ZUO Ying-tao¹, WANG Xiao-peng², CHEN Yun³,
CHEN Gang⁴, GAO Zheng-hong¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China;

3. College of Computer and Information Sciences,

Fujian Agriculture and Forestry University, Fuzhou 350002, China;

4. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: A multidisciplinary design optimization method based on CFD/CSD (computational fluid dynamics/computational structure dynamics) coupling was built. The structural performance was predicted by the structural finite element equation, and the aerodynamic loads was predicted by solving N-S equations to get reliable optimization results. Surrogate model was adopted to alleviate the huge expense caused by high-fidelity models. RBF (radial basis function) was utilized to exchange data between fluid and structure, and energy conservation principle is guaranteed. Typical wing-body configuration was optimized by the proposed design optimization method to improve the aerodynamic and structural performance.

收稿日期:2014-02-23

基金项目:西安交通大学机械结构强度与振动国家重点实验室开放课题(SV2014-KF-10)

作者简介:左英桃(1978—),男,湖北公安人,讲师,博士,主要从事飞行器气动结构多学科优化设计、CFD 研究.

After optimization, the drag and mass of the aircraft are reduced by 5.0% and 4.2%, respectively, and all the constraints are satisfied. All these indicate the effectiveness of the proposed method.

Key words: CFD/CSD coupling; wing-body configuration; multidisciplinary design optimization; surrogate model; RBF interpolation

当前气动/结构耦合多学科优化设计方法主要采用静气动弹性分析获得飞行器的气动和结构特性,并通过对飞行器特别是机翼的平面形状、剖面形状、蒙皮厚度、长桁截面积、梁缘条截面积等的优化,达到减小质量、增加升阻比的目的.国外较早在这方面开展了研究工作,取得了大量的研究成果^[1-4];国内则在参数化建模、优化设计方法、复杂外形机翼反设计等方面开展了积极的探索工作^[5-7],且关注的重点是提高气动/结构耦合多学科优化设计方法的效率,发展了多种基于响应面方法、Kriging 代理模型^[8-10]等近似模型的优化设计方法.

当前国内气动/结构耦合多学科优化设计中的气动分析模型多采用计算精度相对较低的方法,较少采用高精度的分析模型,如张科施等利用近似技术对高亚声速运输机机翼进行的气动/结构耦合多学科优化设计^[8],董波等将非等熵全速势方程 CFD 方法与基于工程梁理论的机翼结构设计方法相结合进行的设计^[11],胡婕等开展了客机机翼气动/结构耦合多学科优化设计^[12],粟华等开展了高超声速飞行器优化设计^[13]等.在飞行器的概念设计阶段通常需要进行快速的优化设计,低精度目标特性分析手段由于计算速度很快,因此基于低精度模型的多学科优化设计是非常适用的.在详细设计阶段,为了提高设计质量和可信度,必须采用基于高精度分析方法的优化设计,也就是需要发展基于 CFD/CSD 耦合静气动弹性分析的多学科优化设计.目前国内在这方面开展的工作不多,主要有刘克龙、粟华等发展的基于 Fluent, Gambit, Isight 和 Catia 等商业软件脚本调用的优化设计^[9,13]和熊俊涛、ZUO 等发展的基于 Euler 方程的考虑气动弹性影响的优化设计^[14-15].文献[9]中的升力计算采用的是 Fluent 的 Euler 方程求解模块,阻力则是采用了涡格法计算诱导阻力并利用工程估算方法计算摩擦阻力系数.该文献中所采用的阻力的计算方法降低了气动计算结果的精度.熊俊涛等所发展的方法采用了梯度优化设计方法提高优化设计效率,但不

对结构参数进行优化设计^[14].这些工作在基于高精度的 CFD/CSD 耦合多学科优化设计方法上进行了有益的探索.

高精度的气动/结构耦合多学科优化设计面临的关键技术有 4 个:高精度高效率的 CFD 方法、高效率的优化设计方法、鲁棒的动网格方法、准确的流固耦合界面数据传递方法.其中 CFD 方法直接影响设计结果的可靠性与计算效率,因此是关键技术之一.由于基于 CFD/CSD 耦合静气动弹性分析的多学科优化设计需要反复调用 CFD 和 CSD 分析模块,计算量非常大,因此,从优化设计方法入手在保证优化设计质量的同时提高优化效率就成为一个重要的研究方向.优化中,通常采用动网格技术生成变形后飞行器的空间网格.在气动/结构耦合多学科优化设计中,如果飞行器外形复杂,机翼弹性变形大,则动网格实现难度较大,且生成网格的质量不易保证,因此动网格方法成为关键技术之一.在 CFD/CSD 耦合静气动弹性计算过程中,由于 CFD, CSD 的网格点在物面通常不重合,需要进行学科之间的数据传递,即将 CFD 求解的表面压力作为载荷传递给 CSD 网格的表面节点,再将 CSD 计算的表面网格的变形传递给 CFD 网格.数据传递过程需要保证能量守恒,传递前后力与力矩要保证一致以避免引入额外的误差.此外传递方法还应具有通用性,能适应任意划分的 CFD 和 CSD 网格.因此 CFD 和 CSD 求解器之间的数据交换也是一项关键技术.

目前这几项关键技术在国内外均有研究,但目前国内还没有将这些方法集成在一起进行基于 CFD/CSD 耦合的高精度的多学科优化设计.

针对以上问题,本文将利用基于 N-S 方程和结构有限元方程的静气动弹性分析方法分析飞行器气动、结构特性,采用基于代理模型的优化设计方法解决计算量大的问题,并耦合动网格方法、基于 RBF 的流固耦合界面数据传递方法等建立一套高精度高效率的气动/结构耦合优化设计系统.最后将利用建立的优化设计系统对大展弦比大型客机的机翼进行气动/结构耦合多学科优化设计.

1 CFD/CSD 耦合静气动弹性计算方法

1.1 气动与结构特性分析方法

采用 N-S 方程进行气动特性分析,在三维笛卡儿坐标系下,守恒型的 N-S 方程可写为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial R}{\partial x} + \frac{\partial S}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right] \quad (1)$$

其中 Q 代表有限体心值; E, F, G 等代表界面上的无黏数值通量,由 1 阶单调近似黎曼求解器给出; R, S, T 代表黏性数值通量。

本文采用有限体积方法求解 N-S 方程,空间离散格式为 Roe 格式,湍流模型为 S-A(Spalart-Allmaras)模型,时间推进方式为 LU-SGS(lower upper symmetric Gauss-Seidal)方法.为了提高计算效率,采用了并行计算、多重网格等措施加速收敛。

对于多自由度系统,忽略结构阻尼,其受迫振动的运动微分方程为

$$M\ddot{x}(t) + Kx(t) = f(t) \quad (2)$$

其中 M, K 分别表示与气动计算无关的结构质量矩阵、刚度矩阵; $x(t)$ 表示待求的结构变形矢量; $f(t)$ 表示作用在结构上的气动力矢量,也就是从气动计算中传递过来的气动力.正是气动力把 CFD 和 CSD 两个系统联系起来.对于静气动弹性,结构变形与时间无关,因此方程(2)变为

$$x = K^{-1} f = Cf \quad (3)$$

其中 C 为结构柔度矩阵.对于结构方程采用有限元方法进行离散求解。

1.2 流固耦合数据传递方法

国内在进行多学科优化设计时多采用将 CFD 表面网格直接作为 CSD 表面网格或将 CFD 表面网格稀疏化后作为 CSD 表面网格的方法来简化流固耦合界面的数据传递问题,通用的 CFD 与 CSD 模块数据交换方法目前还较少。

CFD 与 CSD 之间的数据传递的方法近年来国内外很多学者做了大量研究,发展了包括 CVT(constant-volume tetrahedron), BEM(boundary element method), IPS 方法(infinite-plate spline interpolation)和 RBF 方法^[13,16-18]在内的多种方法.这些方法都是满足能量守恒的,在动气动弹性计算中获得了广泛的应用.本文采用 RBF 方法实现流固耦合界面的数据传递.该方法的特点是支

持结构有限元网格与 CFD 网格的独立生成,CFD 网格可以是结构的,也可以是非结构的,而 CSD 网格也可以是结构或非结构形式的,两者不需要有任何的关联,因此具有极大的通用性。

1.3 静气动弹性分析方法

本文采用目前广泛使用的松耦合方法^[8]计算静气动弹性.这种方法的优点是能充分利用现有的 CFD 和 CSD 的方法和程序,只需要增加少量的数据交换模块即可,从而保持程序的模块化和通用化。

松耦合静气动弹性分析方法的流程如图 1 所示,其主要过程如下:

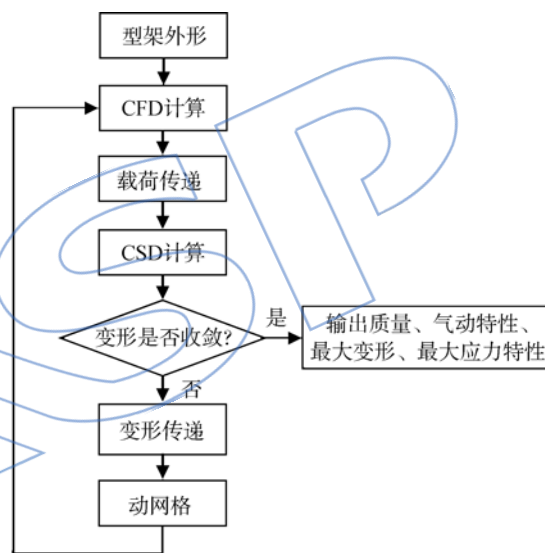


图 1 松耦合静气动弹性分析流程图

Fig. 1 Flow chart of loose coupling static aeroelastic analysis

1) 对型架外形进行 CFD 计算,获得其气动特性与气动载荷;

2) 将该载荷传递到型架外形的结构有限元方程,计算弹性变形;

3) 如果有限元网格点前后两次相对于型架外形的最大变形量小于给定误差,则退出,否则转 4);

4) 获得变形后外形的 CFD 表面网格,并采用动网格方法^[19]生成变形后外形对应的 CFD 空间网格;

5) 对变形后的外形进行气动特性计算,转 2)。

最后可获得静气动弹性变形后的飞行器的气动特性、最大变形、最大应力和质量.详见文

献[20].

2 气动/结构耦合多学科优化设计框架

由于 CFD/CSD 耦合计算的计算量非常大,因此本文采用基于代理模型的优化设计方法提高优化效率.采用拉丁超立方取样,获得较为均匀的样本空间.以上述基于 CFD/CSD 松耦合静气动弹性分析方法评估样本的气动、结构特性.代理模型选取了当前获得广泛应用的 Kriging 模型.利用遗传算法对所建立的代理模型进行搜索,搜索结果采用 CFD/CSD 松耦合静气动弹性分析、校核并加入样本集,重新进行训练和搜索直到校核的目标特性不再增加.该过程的流程图如图 2 所示.

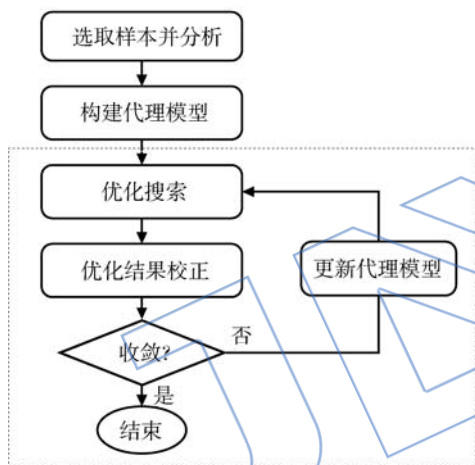


图 2 基于代理模型的优化设计流程图

Fig. 2 Flow chart of design optimization based on surrogate model

3 翼身组合体的优化设计

对一翼身组合体进行了考虑静气动弹性的气动外形优化设计,设计状态为马赫数 $Ma = 0.785$,升力系数 $C_l = 0.55$.网格单元数为 180 万,雷诺数 $Re = 2.49 \times 10^7$.气动特性分析时对翼身组合体进行计算,而结构分析中,由于机身的变形小且对气动特性影响不大,因此仅对机翼进行分析,这也是常采用的方法.该外形的 CFD 表面网格及部分空间如图 3(a)所示.

在结构建模时,考虑了组成承力翼盒的主要部件:蒙皮、梁腹板、梁缘条和翼肋,加入了长桁和肋缘条.前后梁分别分布在弦长的 15% 和 65% 处.蒙皮有限元网格、梁腹板和翼肋的有限元模型

如图 3(b)所示,沿展向分为 3 段.材料为铝合金,弹性模量 $E = 70 \text{ GPa}$,泊松比 $\mu = 0.33$,强度极限 $\delta_b = 412 \text{ MPa}$,密度 $\rho = 2.7 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$.

对机翼的一个剖面参数化,剖面位置为图 4 中的 B 剖面,A 和 C 剖面则是变形的起始和结束位置.采用 Hicks-Henne 型函数^[21]对 B 剖面上下表面进行参数化.由于本文主要进行方法探索,因此设计变量个数较少,上下表面各取 8 个气动设计变量,共计 16 个气动设计变量.

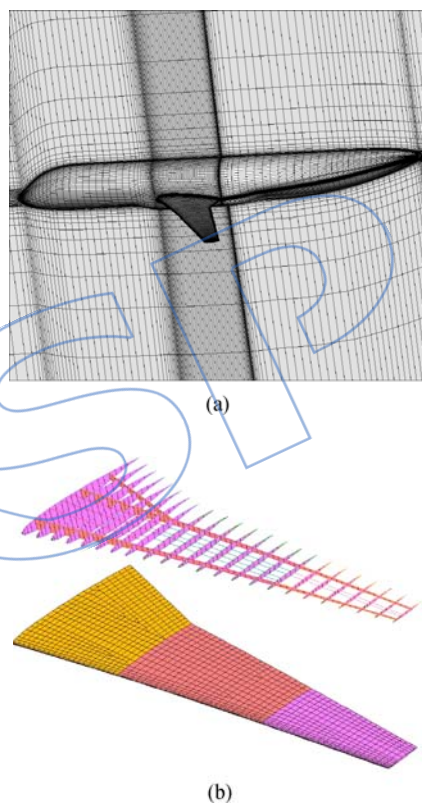


图 3 全机 CFD 网格与机翼有限元网格

Fig. 3 CFD grids of aircraft and finite element grids of wing

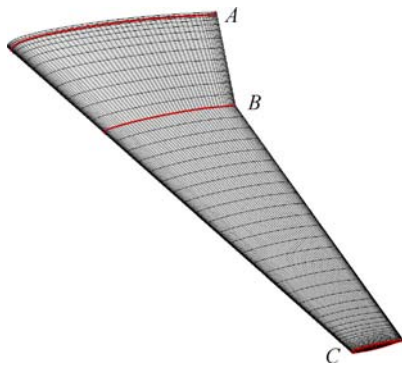


图 4 参数化机翼剖面位置示意图

Fig. 4 Section location of parameterized wing

结构设计变量取为各段的蒙皮厚度变量 3 个,长桁截面积变量 3 个,梁缘条截面积变量 3 个,结构设计变量共计 9 个,总的设计变量个数为 25 个。

以阻力和机翼质量最小化为优化目标,固定升力,约束条件为机翼最大应力和最大变形不超过允许值。具体优化模型表达式为

$$\min L_1 D + L_2 m$$

$$C_l = 0.55$$

$$\text{s. t. } \delta_{\max} < 2.4 \times 10^8 \text{ Pa}$$

$$d_{\max} < 1.00 \text{ m}$$

其中 L_1 和 L_2 为权重系数 ($0 \leq L_1, L_2 \leq 1$), 且 $L_1 + L_2 = 1$ 。 m 为机翼质量, D 为阻力, $\delta_{\max}$ 为机翼最大应力; $d_{\max}$ 为机翼最大变形。 L_1 和 L_2 的取值取决于设计者对设计目标的权衡, $L_1 = 1$ 时只考虑阻力目标, $L_2 = 1$ 时只考虑机翼质量目标。本文中取 $L_1 = 0.5, L_2 = 0.5$ 。

采用拉丁超立方方法取了 352 个样本点,进行基于 Kriging 模型的多目标优化设计。

优化前后机翼上表面压力系数云图比较如图 5 所示。优化前后部分剖面的压力分布比较如图 6 所示。优化前后 Mises 应力云图如图 7 所示。优化前后气动与结构特性比较如表 1 所示,表中 C_d 为压力系数。

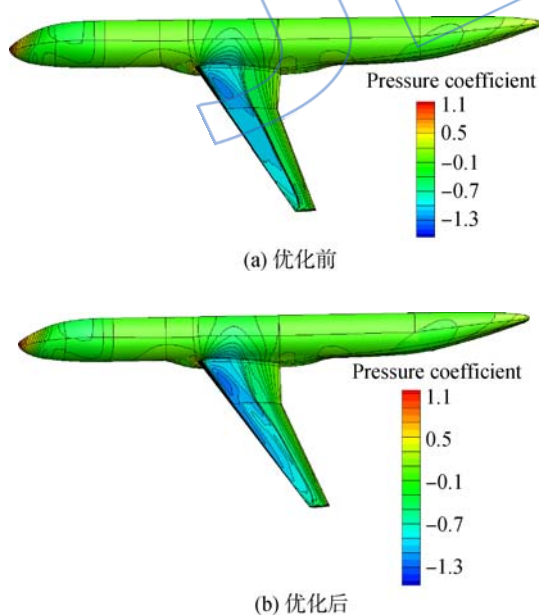


图 5 优化前后机翼上表面压力系数云图比较

Fig. 5 Upper wing surface pressure coefficient contour comparison before and after optimization

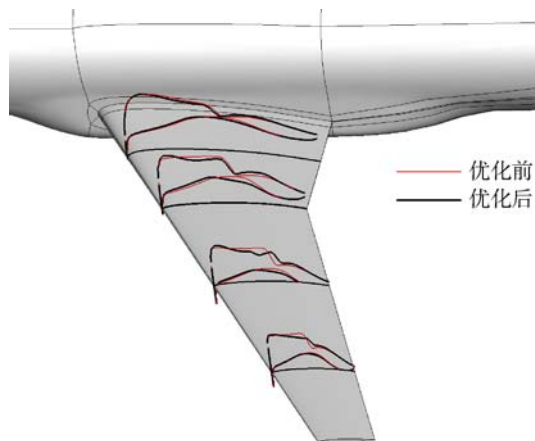


图 6 优化前后剖面压力分布比较

Fig. 6 Sectional pressure distribution comparison before and after optimization

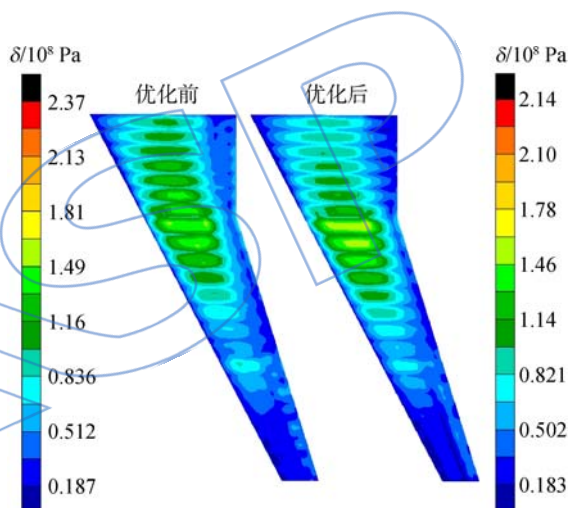


图 7 优化前后 Mises 应力云图

Fig. 7 Mises stress contour before and after optimization

表 1 机翼优化前后气动与结构特性比较

Table 1 Aerodynamic and structural performance comparison of wing before and after optimization

机翼	C_d	m/kg	$d_{\max}/\text{m}$	$\delta_{\max}/10^8 \text{ Pa}$
优化前	0.0302	2213	0.94	2.37
优化后	0.0287	2120	0.99	2.14

从以上结果可以看出,优化后的外形阻力减小了 5.0%,机翼质量减少了 4.2%,优化取得了良好的结果。优化后的表面仍有激波存在,原因是优化剖面仅有一个,且该剖面设计变量个数较少。如增加设计剖面个数和每个剖面的设计变量个数,则机翼表面的激波会进一步减弱。

本算例调用气动弹性分析的次数共计 400

次,与传统的基于遗传算法的多学科优化设计相比,计算量可减小为原来的 1/10. 可见采用代理模型之后,减小了目标函数分析的次数,极大地提高了优化效率.

4 结 论

本文建立了一种基于 CFD/CSD 方法的气动/结构耦合多学科优化设计方法,通过代理模型方法大大减小了优化设计的计算量. 对一翼身组合体外形的机翼气动与结构参数进行了优化设计,取得了良好的效果. 算例表明这是一种非常有效的具有广泛应用前景的高精度气动/结构耦合多学科优化设计方法,非常适用于运输机、大展弦比无人机等的初步设计与详细设计阶段.

参考文献:

- [1] Rajagopal S, Ganguli R. Multidisciplinary design optimization of a UAV wing using Kriging based multi-objective genetic algorithm[R]. AIAA-2009-2219, 2009.
- [2] Nikbay M, Öncü L, Aysan A. Multidisciplinary code coupling for analysis and optimization of aeroelastic systems[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(6): 1938-1945.
- [3] Ghazlane I, Carrier G, Dumont A, et al. Aerostructural adjoint method for flexible wing optimization[R]. AIAA-2012-1924, 2012.
- [4] Zill T, Ciampa P D, Nagel B. Multidisciplinary design optimization in a collaborative distributed aircraft design system[R]. AIAA-2012-0553, 2012.
- [5] 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)
- [6] 薛飞, 余雄庆, 姚卫星. 轻型飞机机翼气动/结构协同优化研究[J]. 计算力学学报, 2005, 22(4): 488-491.
XUE Fei, YU Xiongqing, YAO Weixing. Integrated aerodynamic/structural design of a light airplane wing using collaborative optimization[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2005, 22(4): 488-491. (in Chinese)
- [7] 詹浩, 程诗信, 朱军, 等. 考虑气动弹性影响的机翼复杂气动外形设计研究[J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(1): 100-104.
ZHAN Hao, CHENG Shixin, ZHU Jun, et al. An effective aerodynamic and aeroelastic coupled design method for complicated wing shape[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(1): 100-104. (in Chinese)
- [8] 张科施, 韩忠华, 李为吉, 等. 一种考虑气动弹性的运输机机翼多学科优化方法[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(1): 1-7.
ZHANG Keshi, HAN Zhonghua, LI Weiji, et al. A method of coupled aerodynamic/structural integration optimization for transport-wing design[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(1): 1-7. (in Chinese)
- [9] 刘克龙, 姚卫星. 基于高精度模型的机翼气动/结构多学科设计优化方法[J]. 中国科技论文在线, 2008, 3(10): 767-775.
LIU Kelong, YAO Weixing. Study on multidisciplinary aerodynamic-structural design optimization of wings based on high fidelity models[J]. Sciencepaper Online, 2008, 3(10): 767-775. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] 董波, 张晓东, 酆正能. 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(4): 435-438.
DONG Bo, ZHANG Xiaodong, LI Zhengneng. Integrated aerodynamic/structural design optimization for wing of trunkliner[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(4): 435-438. (in Chinese)
- [12] 胡捷, 王如华, 王稳江, 等. 客机机翼气动/结构多学科优化方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(4): 458-463.
HU Jie, WANG Ruhua, WANG Wenjiang, et al. Multidisciplinary optimization of transport wing aerodynamic/structural integrated design[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 44(4): 458-463. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] 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)
- [15] ZUO Yingtao, LU Jingjing, CHEN Gang, et al. Efficient multidisciplinary aerodynamic optimization design based on discrete adjoint method[R]. AIAA-2013-1504, 2013.
- [16] Swift A, Badcock K J. Inter-grid transfer influence on transonic flutter predictions[R]. AIAA-2010-3049, 2010.
- [17] 苏波, 钱若军, 袁行飞, 等. 利用能量守恒和径向基函数插值的流固耦合界面数据传递方法[J]. 西安交通大学学报,

- 2009, 43(9):114-120.
- SU Bo, QIAN Ruojun, YUAN Xingfei, et al. Data exchange method for fluid-structure interaction based on energy conservation and interpolation algorithm adopting radial basis function[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2009, 43(9):114-120. (in Chinese)
- [18] Sadeghi M, Liu F, Lai K L, et al. Application of three-dimensional interfaces for data transfer in aeroelastic computations[R]. AIAA 2004-5376, 2004.
- [19] 黄礼铿, 高正红, 左英桃. 一种快速稳健的并行多块结构动网格方法[J]. 计算力学学报, 2012, 29(3):363-367.
- HUANG Likeng, GAO Zhenghong, ZUO Yingtao. A fast and robust parallelizable moving mesh algorithm for multi-block structured grids[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2012, 29(3):363-367. (in Chinese)
- [20] 杨国伟, 郑冠男. 基于静气动弹性效应的飞机型架外形修正方法研究[J]. 航空工程进展, 2011, 2(2):143-150.
- YANG Guowei, ZHENG Guannan. Aircraft jig shape correction method based on static aeroelastic analyses[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2):143-150. (in Chinese)
- [21] 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)