

客机机翼气动/结构多学科优化方法

胡 婕¹ 王如华² 王稳江² 余雄庆¹

(1. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京, 210016;

2. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海, 200232)

摘要:针对客机机翼特点, 建立机翼外形和结构参数化模型; 应用CATIA 二次开发技术和PCL 编程, 实现气动分析模型和结构有限元模型的自动生成; 分析了气动和结构之间的耦合关系, 研究一种气动载荷自动加载到结构模型的方法; 应用基于代理模型的二级优化方法求解机翼气动/结构设计多学科优化问题; 在iSIGHT 软件环境下实现机翼气动/结构多学科优化计算流程。算例结果表明, 本文提出的机翼气动/结构多目标优化方法能获得关于升阻比和结构重量的最优解集, 有助于设计人员确定合理的机翼总体参数。

关键词:机翼; 多学科设计优化; 气动; 结构

中图分类号: V221

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2012)04-0458-06

Multidisciplinary Optimization of Transport Wing Aerodynamic/Structural Integrated Design

Hu Jie¹, Wang Ruhua², Wang Wenjiang², Yu Xiongqing¹

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

(2. Shanghai Aircraft Design & Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Shanghai, 200232, China)

Abstract: The auto-generation of aerodynamic analysis model and structural finite element model is implemented by using the CATIA software API method and Patran command language (PCL). An approach for mapping the aerodynamic load to the structural models is proposed based on the interaction analysis of aerodynamic and structure. The two-level optimization method based on the surrogate model is used to solve the problems of integrated aerodynamic/structural design of wings for transport aircraft. The computation process is implemented by software iSIGHT. An example shows that the approach for the proposed transport wing aerodynamic/structural design can find the optimal solution set for high lift-drag ratio and low structure weight, and assist the designers to determine most reasonable wing parameters.

Key words: wing; multidisciplinary design optimization; aerodynamics; structure

机翼是飞机最重要的一个部件, 对飞机的飞行性能和经济性影响极大。在飞机初步设计阶段, 机翼设计主要包括气动设计和结构设计。气动设计的任务是确定机翼外形, 在保证有足够升力的前提下, 使机翼升阻比尽量大。结构设计的选择是选择结构布局形式, 确定结构件尺寸, 在保证结构完整

性的前提下, 使结构重量尽可能轻。因此, 机翼设计应兼顾气动效率要求和结构重量要求, 其关键是找到飞机气动效率与重量之间的恰好折衷。

虽然采用工程估算方法也可进行气动效率与重量的权衡分析, 但这种方法精度较低。近十几年来, 随着计算空气动力学和结构有限元方法的不断

成熟和普及,应用多学科设计优化(Multidisciplinary design optimization, MDO)方法研究机翼初步设计受到了广泛的关注^[1]。Velden 等应用 MDO 研究了大型客机机翼气动/结构一体化设计问题^[2]。Heinrich 等应用计算空气动力学和结构有限元方法研究了机翼气动和结构之间的耦合关系^[3]。Piperni 等研究了公务机机翼气动/结构多学科设计优化问题^[4]。张科施等研究了一种计及气动弹性的运输机机翼气动/结构综合优化设计方法^[5]。

本文针对客机机翼初步设计问题,研究一种实用的气动/结构多学科优化方法,目的是为客机机翼气动效率与重量之间的权衡分析提供一个有效的工具。实现这一目标的关键是^[1]:(1)机翼参数化模型;(2)气动模型和结构模型的自动生成技术;(3)气动与结构的耦合关系分析;(4)实用有效的多学科设计优化方法。

1 机翼参数化模型

1.1 外形参数化定义

典型客机机翼的外形,可以用两类参数来描述。一类是总体外形参数,描述机翼的平面外形特征。另一类是翼型参数,描述机翼展向特征站上的剖面形状。

总体外形参数包括:参考面积,展弦比,1/4 弦线后掠角,梯形比,上反角,后缘转折位置(kink 位置),特征剖面翼型扭转角等。这些参数相互独立,且一组参数确定一种外形。翼型形状采用基于形状函数和分类函数的参数化方法^[6]描述。应用 CATIA 二次开发技术生成^[7]机翼外形,如图 1 所示。

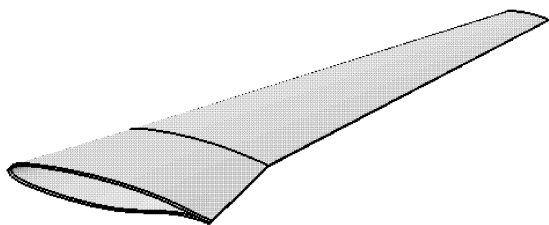


图1 机身外部机翼三维CAD模型

1.2 结构参数化定义

客机机翼结构形式一般为双梁式,其参数亦可分为两类:构型参数和属性参数。构型参数描述机翼结构的布置特征,包括前后梁位置的弦向百分比、肋间距、肋方向(顺气流或垂直后梁)等。属性参数即结构元件尺寸(梁缘条面积、腹板厚度、蒙皮厚度等)及材料特性参数。应用 CATIA 二次开发技术

生成的机翼结构模型如图 2 所示。

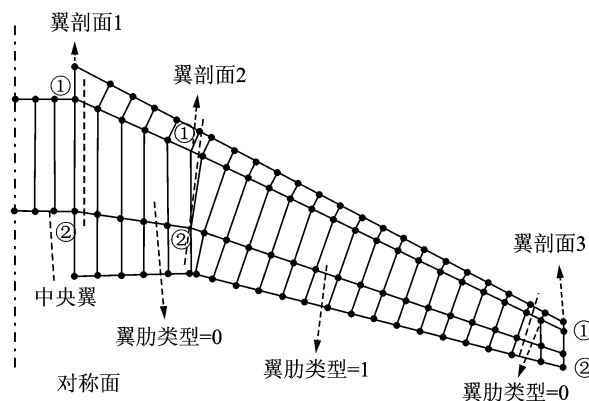


图2 结构参数化模型

2 分析模型的自动生成

2.1 气动分析模型的自动生成

在机翼优化设计过程中,需要快速地、自动地生成有足够精度的气动分析模型。由于飞机在巡航状态没有强激波及大分离区存在,故可采用全速势方法对流场进行求解。因此,气动分析程序采用了基于全速势方程对流场进行求解的分析程序 BLWF(含附面层修正),该程序考虑了机翼的粘性影响(摩阻、型阻等),可快速、有效评估翼身组合体的跨声速气动特性。实现自动生成气动分析模型的流程是:(1)通过 CATIA 二次开发方法(VB 程序)生成机翼外形;(2)利用 Gridgen 软件录制的脚本文件获得其表面网格点坐标;(3)由 MATLAB 程序生成气动分析程序 BLWF 的输入文件;(4)用程序 BLWF 计算气动特性。

上述过程可通过批处理方式集成整个计算过程,完成气动分析的自动计算,生成的气动模型如图 3 所示。

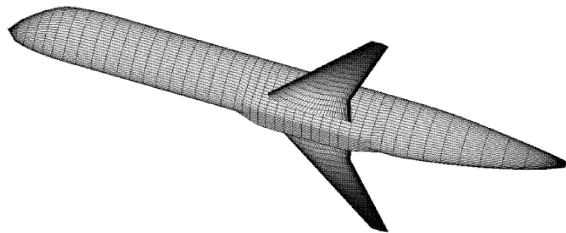


图3 自动生成翼身组合体表面网格

2.2 结构分析模型的自动生成

在结构分析模型自动生成过程中,为保证机翼外形的一致性,首先用 VB 编写可执行程序,调用 CATIA,读取机翼总体外形参数,生成机翼结构线框模型(见图 2),将其保存为 igs 文件。然后用

Patran 命令语言 (Patran command language, PCL) 语言编写 session 文件, 读取线框模型和结构参数, 自动生成结构有限元模型, 如图 4 所示。

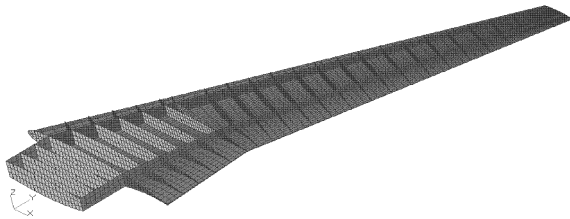


图4 机翼结构有限元模型

3 耦合关系分析

3.1 描述耦合关系的参数

机翼设计中气动与结构的耦合关系, 主要表现为气动载荷分布对结构重量的影响以及结构弹性变形对气动力的影响。一方面, 在机翼设计中应考虑气动和结构之间的交互影响。另一方面, 只有精度较高的分析模型才能比较真实地反映机翼气动和结构之间的耦合效应, 而工程估算方法难以考虑这种耦合效应。本文采用的基于全速势方程的气动分析模型和结构有限元模型能满足这一要求。

在分析气动与结构的耦合关系时, 本文考虑了气动载荷分布 (环量分布) 对结构重量的影响与机翼的静气动弹性。计算分析表明, 气动载荷分布一般可近似为三次多项式曲线。确定这个三次多项式曲线需要 4 个参数。为了减少描述气动载荷分布的参数个数, 本文提出了一种简化方法。

通过研究气动载荷分布的特征, 发现当升力系数一定时, 只需确定其 2 个展向特征站位的值即能够确定气动载荷分布的曲线。它们的比值, 则能够基本反映气动载荷的展向分布状况。因此, 定义气动载荷分布的控制参数 iGa 为 0.5 展向站位的气动载荷值与 0.98 展向站位气动载荷值的比值。只要确定了参数 iGa , 就可近似确定机翼气动载荷展向分布。图 5 (C_L 为当地升力系数, C 为当地弦长, C_{ref} 为平均气动弦长) 对比了由控制参数 iGa 确定的气动载荷分布与 BLWF 程序计算出的实际气动载荷分布, 可以看出二者非常接近。因此, 将控制参数 iGa 作为描述气动载荷分布的参数是合理的。

3.2 气动载荷的传递

气动载荷由气动模型向结构模型的映射, 主要是机翼上下表面压强的传递。其数据交换的方式有多种, 如基于最小变形能的载荷转换方法^[8]、常体积转换法^[9]等。由于气动模型中的机翼表面与结构模

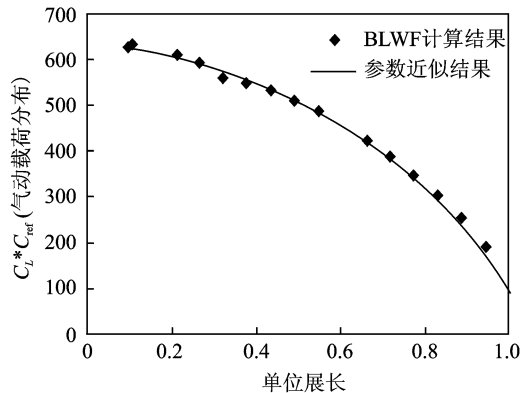


图5 机翼载荷展向分布的比较

型中的机翼表面一致, 因此可采用 PCL 编写插值函数, 然后以场函数形式对结构模型直接施加载荷, 计算过程如下。

(1) 编写读入数据的函数。读入气动分析程序的输出文件中表面网格点坐标值及其对应压强值。

(2) 编写插值函数。应用双三次样条插值方法可得到翼面上任意点对应的压力值。

(3) 创建场函数。调用编写的插值函数, 建立空间场函数。

(4) 载荷定义。定义载荷 Pressure 值为上述场函数。

通过对比 Nastran 计算文件 (bdf 文件) 中读取 Pressure 场对应的载荷数据与 BLWF 程序输出的载荷数据, 证明上述气动载荷自动传递计算方法满足精度要求。

3.3 静气动弹性分析

考虑到结构形变对气动参数的重要影响, 本文中综合考虑了机翼的静气动弹性。

应用 2.1 和 2.2 节介绍的具有较高精度的气动分析模型和结构分析模型, 研究了气动、结构软件的接口技术, 采用弱耦合方法对机翼进行静气动弹性分析。该过程为一个迭代求解的过程, 首先对给定外形进行气动分析, 然后将气动载荷加载到结构上计算机翼变形, 再对变形后机翼进行气动分析, 如此往复, 直至条件收敛达到平衡。通常迭代 4~6 次, 该过程收敛。

4 优化问题和优化方法

4.1 优化问题

机翼气动/结构多学科设计优化问题表述如下:

设计目标: ① 升阻比尽量大; ② 重量尽量小。

设计约束: ① 满足升力系数要求; ② 满足强度、

刚度要求;③油箱体积要求。

设计变量:①外形参数;②结构参数。

上述优化问题中涉及气动外形和结构尺寸,且气动载荷分布影响机翼结构重量。单独的气动优化方法或结构优化方法无法求解这个优化问题,必须应用多学科设计优化方法。

4.2 优化方法

对于上述优化问题,已经提出了几种多学科设计优化方法^[10],如并行子空间优化方法、协同优化方法等。本文采用基于响应面的二级优化方法^[11],这是一种结合了代理模型的高效性和二级优化方法的层次性的多学科设计优化方法。

二级优化方法的优势在于:(1)复杂系统问题被划分为了若干子系统(或单学科)设计优化问题,设计变量被划分为系统全局变量和各学科局部变量,层次分明;(2)各学科的设计优化具有独立性,可充分利用已有的各学科设计优化程序或软件。在此基础上引入代理模型,则可大大减少子系统的计算次数,缩短设计时间。

根据二级优化方法,对各学科都有较大影响的变量作为全局变量,而对全局影响不大的变量作为子系统(单学科)的局部设计变量。根据机翼的参数化定义(参见第1节),设计变量分为以下3类,见图6。

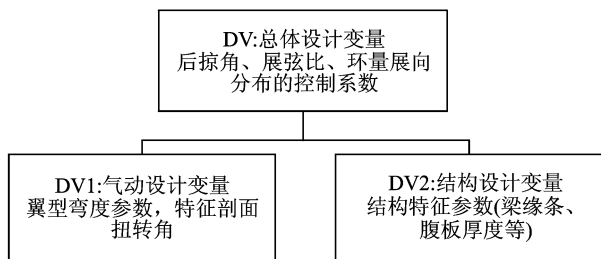


图6 设计变量分类

(1)后掠角、展弦比、根梢比、翼型厚度对气动特性和结构重量都有直接影响,因此将这些参数归为全局变量。另外考虑到气动载荷分布对诱导阻力和结构重量均有影响,所以将气动载荷分布的控制参数 iGa 也归为全局变量。

(2)在给定翼型厚度和环量分布的情形下,翼型弯度参数主要影响阻力特性,扭转角用来满足给定的环量分布的要求。因此将翼型的弯度参数和翼剖面扭转角归为气动优化的设计变量。

(3)结构尺寸不会对气动特性产生直接影响,故归为结构优化的设计变量。

应用基于响应面的二级优化方法,建立的机翼优化流程如图7所示。

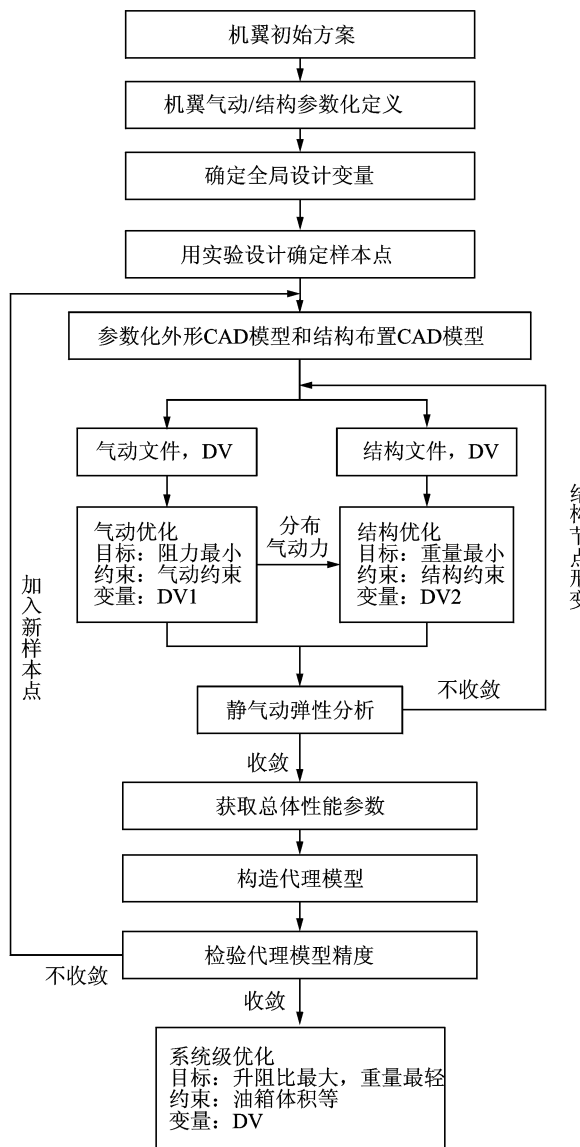


图7 基于代理模型的机翼二级优化流程图

5 算 例

以某客机机翼初步设计为例,该型飞机的巡航马赫数为0.78,飞行高度11 km,巡航迎角 0° ,机翼参考面积给定为 95.75 m^2 。

在本算例中,为了减少计算量,根梢比的值和展向特征站位置上翼型厚度作为固定参数,不作设计变量。根梢比为0.22,翼根、kink位置和翼梢的翼型相对厚度分别为0.139 3,0.127 6和0.120 0。3个特征站位置上翼型也给定。

5.1 优化问题的表述

按照图6,7给出的设计变量分类方法和二级优化方法,该算例的优化问题描述如下。

(1) 系统级优化

目标函数:①升阻比尽量大,②重量尽量轻。

设计变量:展弦比,后掠角,环量分布控制参数,3个变量的取值范围见表1。

约束条件:油箱容纳燃油量满足航程要求。

表1 系统级设计变量

设计变量	下限	上限
展弦比 AR	8.5	10.5
后掠角 $\chi/(\circ)$	20	28
载荷分布参数 iGa	3.8	5.4

系统级优化是一个多目标优化问题,应用基于代理模型的优化方法来求解。根据变量个数,结合全因子设计和超拉丁立方方法生成全局设计变量样本点80个。近似模型采用多项式响应面法。油箱容纳燃油量计算采用文献[11]提供的方法。

(2) 气动优化

给定参数:①飞行迎角;②系统级传给气动子系统的全局变量的值,即表1中 AR 、 χ 和 iGa 的值。

目标函数:机翼升阻比最大。

设计变量:3个特征剖面(翼根、Kink 位置和翼尖)的扭转角。

约束条件:①升力系数等于0.56;②气动载荷分布控制系数等于 iGa 的值。

在气动优化中,由于主要约束为等式约束,优化算法采用广义简约梯度法。

(3) 结构优化

给定参数:系统级传给结构子系统的全局变量的值。

目标函数:结构重量最轻。

设计变量:翼肋、加强肋腹板厚度和缘条横截面积;梁腹板厚度、梁缘条截面积、蒙皮厚度、桁条厚度。根据展弦比和受力特征划分为8~9个分区,对应设计变量约为81~89个。

约束条件:①杆元轴向应力 ≤ 200 MPa;②壳元的 von Mises 应力 ≤ 450 MPa;③翼稍位移 \leq 半展长 $\times 5\%$ 。

采用 Nastran 软件中提供的序列二次规划方法计算出结构尺寸和结构重量。

5.2 优化结果

根据4.2节中所述的基于代理模型的二级优化方法的流程,应用 iSIGHT-FD 软件建立计算优化环境(见图8)。在单台PC机上运行单个试验点需3~6 h。

(1) 代理模型验证

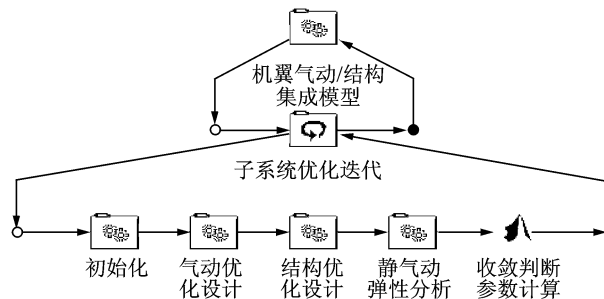


图8 机翼气动/结构 MDO 计算环境

以多项式响应面作为近似模型,计算得到的近似模型的精度见表2,其中, R^2 为误差平方(全局精度判断准则),RMAE 为相对最大绝对误差(局部精度判断准则)。数据表明,响应面近似模型能满足精度要求。

表2 近似模型精度数据

代理模型	优化目标	R^2	RMAE
二次响应面	重量	0.992 9	0.191 2
	升阻比	0.994 3	0.215 7

(2) 多目标优化最优解集

由于系统级优化问题为多目标优化问题,一般不存在独立最优解,而是对应有一组有效解,称为 Pareto 解集。应用 iSIGHT-FD 软件提供的多目标优化遗传算法 NSGA- II 求解系统级优化问题。在 NSGA- II 算法中设置初始种群40,代数50。得到最优解40个,如图9所示。

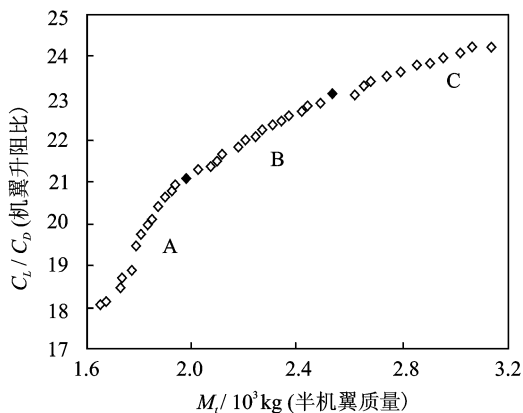


图9 机翼升阻比和质量的最优解集

5.3 结果分析

从图9中看出,在机翼设计中欲使升阻比增大,必然会增加结构重量。这是因为要使升阻比增大,要么通过增加展弦比来减小诱导阻力,要么通过增加后掠角来减小波阻。而增加展弦比或增加后掠角都会导致结构重量的增加。

观察图9中 Pareto 解集形状,可将升阻比与结

构重量之间的关系分为3个区域。在区域A,升阻比对结构重量的斜率较大,即在机翼重量增加较小的情况下,可以获得较大的升阻比增加。在区域B,升阻比对结构重量的斜率适中,增加升阻比,会付出一定结构重量增加代价。在区域C,升阻比对结构重量的斜率较小,增加升阻比会引起结构重量较大增加,即增加升阻比会付出较大的重量代价。

在区域A,展弦比在[8.50,8.75]范围,后掠角在[20.08,27.91]范围,载荷分布控制系数在[4.85,5.39]范围。在区域B,展弦比在[9.02,9.64]范围,后掠角在[26.94,27.91]范围,载荷分布控制系数在[4.67,5.16]范围。在区域C,展弦比在[9.86,10.43]范围,后掠角在[26.08,27.93]范围,载荷分布控制系数在[4.30,4.94]范围。设计人员可根据气动设计要求和结构重量指标要求,从Pareto解集确定最合理的总体参数。

6 结束语

在研究了机翼参数化模型、气动与结构的耦合关系、气动模型和结构模型自动生成方法基础上,应用基于代理模型的二级优化方法求解机翼气动/结构设计多学科优化问题。计算结果表明,本文提出的机翼气动/结构多目标优化方法是有效的,能获得关于升阻比和结构重量的最优解集。这个最优解集有助于设计人员进行机翼气动效率与重量之间的权衡分析,确定出最合理的机翼总体参数。

进一步地研究可将更多的机翼外形参数(例如梯形比、翼型厚度和弯度)作为优化设计变量,但这将大大增加计算量,因而需探索有效的措施来减少计算量。

参考文献:

[1] 余雄庆. 飞机总体多学科设计优化的现状与发展方向[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4):417-426.
Yu Xiongqing. Multidisciplinary design optimization for aircraft conceptual and preliminary design: status and directions[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008, 40(4):417-426.

[2] Velden A V, Kelm R, Kokan D, et al. Application of MDO to large subsonic transport aircraft[R]. A-

IAA 2000-0844, 2000.

- [3] Heinrich R, Kroll N. Fluid-structure coupling for aerodynamic analysis and design-A DLR perspective [R]. AIAA 2008-561, 2008.
- [4] Piperni P, Abdo M, Kafyeke F. Preliminary aerostructural optimization of a large business jet [J]. Journal of Aircraft, 2008 (5): 1422-1438.
- [5] 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.
- [6] Kulfan B M, Bussoletti J E. "Fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes[R]. AIAA 2006-6948, 2006.
- [7] 湛岚,余雄庆,沈琼. 大型客机概念设计的外形参数化CAD模型[J]. 计算机工程与设计, 2009, 30(16): 3887-3890.
Zhan Lan, Yu Xiongqing, Sheng Qiong. Parametric CAD model of aircraft configuration for civil jets conceptual design [J]. Computer Engineering and Design, 2009, 30(16):3887-3890.
- [8] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册(9):载荷、刚度和强度[M]. 北京:航空工业出版社, 2011:331-333.
- [9] Goura G S L, Badcock K J. A data exchange method for fluid-structure interaction problems[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(2):334-342.
- [10] 余雄庆,丁运亮. 多学科设计优化算法及其在飞行器设计中应用[J]. 航空学报, 2000, 21(1):1-6.
Yu Xiongqing, Ding Yunliang. Multidisciplinary design optimization-a survey of its algorithms and applications to aircraft design[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(1):1-6.
- [11] Hu T Y, Yu X Q. Aerodynamic/stealthy/structural multidisciplinary design optimization of unmanned combat air vehicle [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(4):380-386.
- [12] Howe D. Aircraft conceptual design synthesis [M]. London, UK: Professional Engineering Publishing Limited, 2000.