

文章编号:1000-8055(2013)09-2009-07

机翼-机身-短舱-挂架外形气动优化设计方法

左英桃¹, 傅 林¹, 高正红¹, 邵其林², 白俊强¹

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

2. 海南航空股份有限公司 安全监察部, 北京 101312)

摘 要: 采用基于径向基函数的无限插值方法进行了复杂外形的动网格生成,并针对其存在的可能导致壁面附近出现负体积与网格质量下降的问题,提出对不与物面直接相连的边的位移采用径向基函数插值,对与物面相连的边的位移进行线性插值获得位移量的方法解决该问题.采用无限插值方法建立了一种简单有效的物面相贯线处理方法.利用离散共轭方法计算目标函数梯度,对 DLR-F6 机翼-机身-短舱-挂架外形的机翼和短舱进行了几何外形参数化与气动外形优化设计.结果表明:考虑短舱安装方式的优化设计较不考虑短舱安装方式的优化设计可降低大约 0.0001 的阻力系数.通过全机优化设计,将全机阻力系数降低了 0.00153.

关 键 词: 复杂外形; 气动优化设计; 动网格; 相贯线; 短舱; 离散共轭

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Aerodynamic optimization design of wing-body-nacelle-pylon configuration

ZUO Ying-tao¹, FU Lin¹, GAO Zheng-hong¹,
SHAO Qi-lin², BAI Jun-qiang¹

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

2. Safety Department of Hainan Airlines Company Limited, Beijing 101312, China)

Abstract: A moving grid methodology based on transfinite interpolation (TFI) and radial basis function was adopted for complex configuration. For the problem that may lead to negative jacobian near configuration surface or decline of grid quality, a technology was proposed to remedy the flaw of TFI method: a radial basis function methodology was utilized to achieve the displacements of edges not directly linked to the configuration surface grid, and a linear interpolation was introduced to get the displacements of edges directly linked to the configuration surface grid. An efficient configuration surface grid movement method was introduced via TFI method in case of variation of junction lines. By use of discrete adjoint method to compute the gradient of objective function, wing and nacelle of DLR-F6 wing-body-nacelle-pylon configuration was parameterized and optimized. Tests show that 0.0001 of drag coefficient decline can be gained through optimization considering nacelle's position compared with optimization without considering nacelle's position. Totally, a decrease of 0.00153 aerodynamic drag coefficient can be obtained through optimization.

收稿日期:2012-09-18

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.2009_029.html

基金项目:西北工业大学科技创新基金

作者简介:左英桃(1978—),男,湖北公安人,讲师,博士,主要从事计算流体力学、飞行器设计研究。

Key words: complex configuration; aerodynamic design optimization; moving grid methodology; junction line; nacelle; discrete adjoint

近年来,得益于 CFD 方法和计算机等的快速发展,国外对基于 CFD 方法的气动外形优化设计越来越重视,开展了大量的研究,取得了很多成果^[1-3],出现基于遗传算法、代理模型方法等智能算法的优化设计与基于梯度搜索的优化设计两类主要设计方法.优化设计对象由简单的单段翼型、多段翼、机翼发展到复杂的翼身组合体及全机外形.随着国内在基于 CFD 方法的气动外形优化设计水平上的提高,计算机硬件配置的改善,以及对数值优化设计认识的提高,在气动优化设计方法方面也获得了很大的进步并逐步走向了工程实际应用.如张宇飞发展了民机机翼/发动机短舱一体化优化设计方法^[4],对短舱位置进行了优化,并在此基础上开展了考虑短舱影响的机翼优化设计,取得了良好的效果.黄江涛开展了运输机机翼外形和短舱位置一体化设计^[5],吕培培采用代理模型优化方法对翼身组合体的整流罩进行了优化设计^[6].

在所有的优化方法中,基于梯度的优化设计由于计算量相对较小而受到欢迎.在对复杂外形的优化设计中,由于设计变量个数达到百个以上,智能优化算法计算量太大而较少被国外研究人员采用,主要应用的优化方法为梯度优化设计方法.国内由于基于梯度的优化设计方法发展相对不成熟,因此应用梯度优化设计方法开展针对复杂外形的气动优化设计方面的工作目前并不多见.

在基于梯度的气动外形优化设计中,目标函数梯度的计算是关键技术之一,当前应用较多的是共轭方法,其特点是计算量与目标函数的个数成正比,与设计变量的个数无关.共轭方法有离散共轭和连续共轭两种,本文将采用离散共轭方法^[7].

气动外形优化设计的另一项关键技术是对新生成的外形自动生成空间网格,通常采用动网格方法实现,也有研究人员不采用动网格方法而直接采用商业软件的脚本语言自动生成网格^[8].动网格方法本质上是采用一定的算法将物面的扰动信息传播到整个计算域,自动建立新外形对应的空间网格,不需要人工干预.复杂外形的动网格生成是一项有难度的工作.目前动网格方法主要有 Delauney 图映射方法^[9-10]、弹性体方法^[11-12]、弹簧法^[13],以及无限插值方法^[14].在这些方法中,无限插值方法由于计算量较小而在气动外形优化

设计、气动弹性计算等领域被广泛使用,具有代表性的是 Hounjet 和 Meijer 的工作^[15].该方法在处理一般外形时效果很好,但处理复杂外形时存在着一定的问题.

本文将采用 Hounjet 和 Meijer 发展的无限插值方法生成空间网格,并针对该方法存在的问题进行改进,提高该方法的适用范围.同时,对机翼-机身-短舱-挂架外形的机翼剖面、短舱进行几何外形参数化,应用改进的无限插值方法对该外形生成动网格,检验方法的适用性并对该外形开展优化设计研究.

1 流动控制方程与离散共轭梯度计算

在三维笛卡儿坐标系下,无量纲化后的三维可压缩 Euler 方程可写为

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix} \quad \mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (\rho e + p)u \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho e + p)v \end{bmatrix} \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (\rho e + p)w \end{bmatrix}$$

本文采用有限体积方法求解 Euler 方程,空间离散格式为 Van Leer 格式,时间推进方式为 LU-SGS (lower-upper symmetric-Gauss-Seidel) 方法.

将非线性流动控制方程式(1)及其边界条件离散化,得到如下形式的非线性代数方程组:

$$\mathbf{R}(\mathbf{Q}, \mathbf{X}, \mathbf{b}) = 0 \quad (2)$$

其中 $\mathbf{Q}$ 为由所有网格对应的定常流场解构成的向量, $\mathbf{X}$ 为由所有网格的坐标构成的向量, $\mathbf{b}$ 为设计变量向量.通过链式法则对式(2)微分,可得

$$\mathbf{R}' = \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{Q}} \mathbf{Q}' + \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{X}} \mathbf{X}' + \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial \mathbf{b}} = 0 \quad (3)$$

将目标函数 J 微分,可得

$$J' = \frac{\partial J}{\partial Q} Q' + \frac{\partial J}{\partial X} X' + \frac{\partial J}{\partial b} \quad (4)$$

通过引入共轭算子 λ 将方程式(3)和式(4)合并,建立如下共轭方程以消除 Q' :

$$\frac{\partial J}{\partial Q} + \lambda^T \frac{\partial R}{\partial Q} = 0 \quad (5)$$

则

$$J' = \frac{\partial J}{\partial X} X' + \frac{\partial J}{\partial b} + \lambda^T \left[\frac{\partial R}{\partial X} X' + \frac{\partial R}{\partial b} \right] \quad (6)$$

将共轭方程式(5)加入伪时间项并采用与流动控制方程类似的 LU-SGS 方法求解即可得到 J' , 详见文献[7].

2 动网格方法与部件相贯线处理

本文采用文献[15]的方法,针对结构网格生成动网格.首先采用径向基函数插值方法计算所有块的顶点和边的位移量,随后根据边的位移采用二维无限插值方法计算每个网格块的6个面内点的位移,再根据每个网格块的面内点的位移采用三维无限插值方法计算网格块内部点的位移,最后将每个点的位移叠加到初始网格上即可获得新外形对应的空间网格.

2.1 顶点与边的位移量计算

由于表面网格块的顶点 x_i 的位移已知,设 d_i 为顶点 x_i 的位移矢量,其中 $i=1,2,\dots,N$. N 为表面网格顶点个数,则顶点与边的位移量可根据如下函数得到:

$$d(x) = a_0 + \sum_{i=1}^N a_i R_i(x_i)$$

其中 $R_i(x_i) = \|x - x_i\|$, 也就是空间点 x 与第 i 个表面网格块顶点的距离.系数 $a_i (i=0,1,\dots,N)$ 可根据

$$\begin{aligned} d(x_i) &= d_i \\ \sum_{i=1}^N a_i &= 0 \end{aligned} \quad (7)$$

求解方程得到.

2.2 空间网格生成

网格块的6个边界面的位移量可根据边的位移量采用二维无限插值方法得到,网格块内点的位移则采用三维无限插值方法得到.最后将该位移迭加到初始网格上得到新外形对应的空间网格,具体参见文献[15].

2.3 无限插值方法的改进

采用上述方法对一般外形生成动网格通常可以取得很好的效果,但有时对复杂外形在壁面附

近会出现网格质量下降的问题甚至出现负体积.因此,有必要对上述方法进行改进.

经分析,导致该现象的原因是径向基函数插值中数值求解线性代数方程的误差导致的.对于方程组(7)可采取直接方法求解,但对于复杂外形该方程组维数大,直接求解效率低,通常采取迭代求解的方法.由于该方程组对角元均为0,因此有时迭代求解收敛性较差,所得到的解相比精确解有一定的误差.该误差导致了壁面附近网格出现一定的问题.如图1(a)所示,位于物面的块顶点 a 经径向基函数插值并叠加到初始网格上后应位于图1(b)中的指定的新的位置 d' ,但由于方程组(7)未能精确求解,实际计算出来的新的顶点位置位于 a' ;相应的 b 点的位置计算也有了偏差,导致新的位置位于 b' .此时可将表面网格的部分重新赋值,使得新的物面直接赋值而不通过插值获得,则此时 b' 位于物面以内,这样就出现了负体积.即使不出现负体积,物面附近的网格质量也将会下降.如图2所示,变形前后靠近物面的第1层网格高度发生了明显变化,而第2层的网格高度变化很小,导致网格法向增长率远大于1或小于1,网格质量下降.在 N-S 方程的求解中,由于贴近物面的附面层第1层网格高度较小,相对而言更容易出现负体积或网格质量下降的问题.

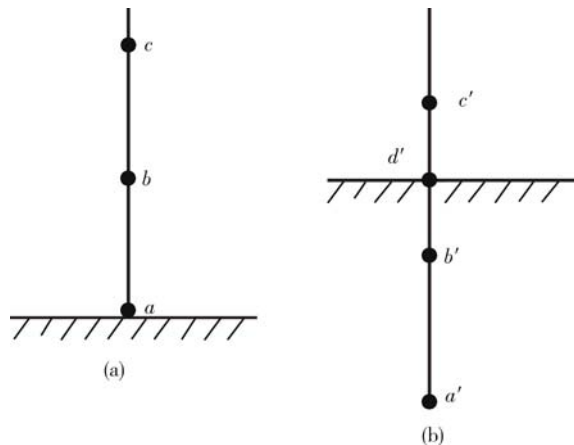


图1 变形后出现负体积

Fig. 1 Occurrence of negative volume after deformation

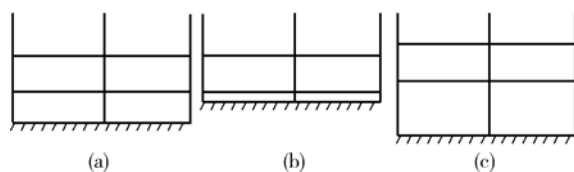


图2 变形后网格质量下降

Fig. 2 Grid quality declines after deformation

解决该问题的方法是将所有与物面相连的边均采用线性插值方法计算位移量,其他边采用径向基函数插值方法计算位移量,这样就避免了出现负体积和网格质量下降的问题。

2.4 部件相贯线处理

气动外形数值优化设计中较少对部件相贯部分进行优化设计,通常情况下相贯线都是固定不变的.如文献[4]进行了考虑发动机影响的机翼数值优化设计,所建立的几何模型仅包括机翼与发动机短舱,不包括挂架,估计原因之一就是加入挂架后机翼与挂架的相贯线将发生变化,动网格生成难度加大。

可以借鉴无限插值方法中的插值思想处理部件之间相贯线发生变化的情况,即将相贯线的位移量采用无限插值方法插值到相连的各部件.插值后的表面网格为 0 阶连续.如图 3 所示,由于机翼剖面外形发生了变化导致机翼与挂架之间相贯线发生了变化.利用无限插值方法可以生成满足 0 阶连续的表面网格,进而可以生成空间网格。

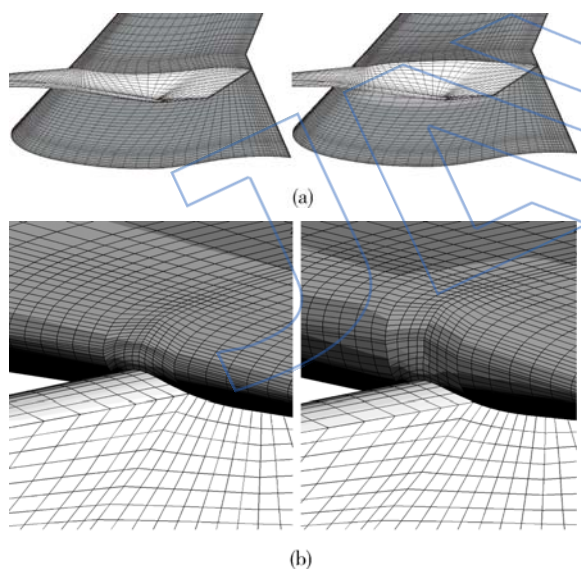


图 3 机翼剖面变形前后挂架表面网格

Fig. 3 Surface grid of pylon before and after wing section deformation

3 优化设计流程

采用基于梯度的优化设计方法,搜索算法采用 SQP(序列二次规划)方法,目标函数的梯度采用离散共轭方法计算.首先对外形进行几何外形参数化,计算初始外形的气动特性.将计算外形的流场数据作为离散共轭梯度计算模块的输入数据,计算出该外形的目标函数的梯度信息.将目标函数梯度信息提供给 SQP 模块获得新设计变量

并生成新的几何外形,根据新的外形由前述动网格方法生成新外形对应的空间网格.对新外形进行气动特性计算,并判断优化是否完成.如未完成,继续求解梯度、更新设计变量直至优化收敛.该过程的流程图如图 4 所示。

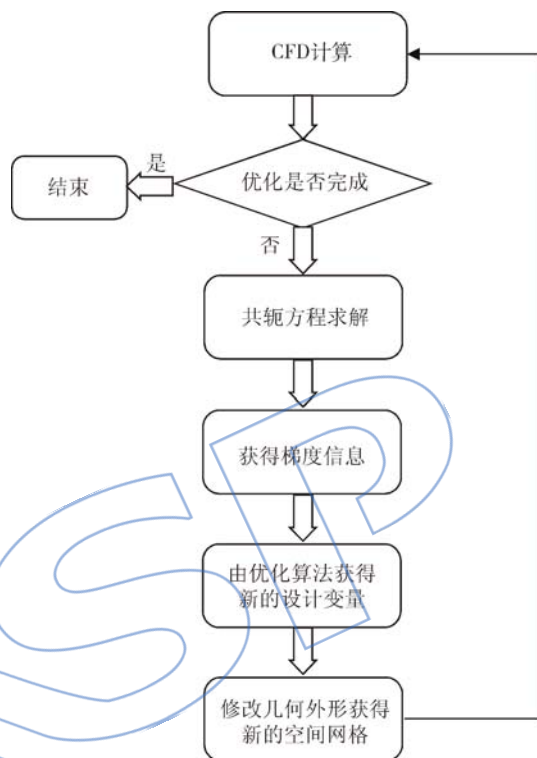


图 4 离散共轭优化方法流程图

Fig. 4 Flow chart of optimization method based on discrete adjoint

4 机翼-机身-短舱-挂架外形优化设计

对 DLR-F6 飞机外形开展优化设计,设计状态是 $Ma_{\infty} = 0.75$,迎角 $\alpha = -1.08^\circ$,升力系数为 0.5,网格单元数为 297 万.该外形的表面网格如图 5 所示。

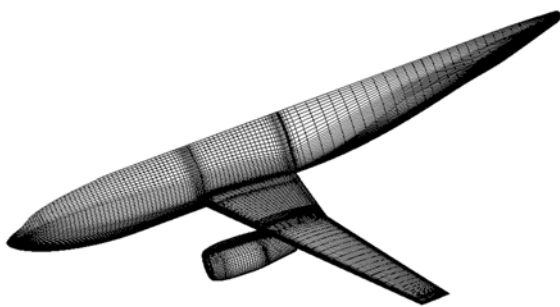


图 5 DLR-F6 外形表面网格

Fig. 5 Surface grid of DLR-F6

对该外形的机翼与短舱进行优化设计,优化的目标是减小短舱附近的机翼表面的流动速度并提高全机升阻比。

对发动机短舱选取了3个设计变量,分别为水平位移变化量(h_1)、垂直位移变化量(v_1)、短舱的俯仰角变化量(p_1)。这些量的初始值均为0。俯仰角定义为发动机轴线与水平线的夹角。这3个变量的定义如图6所示。对机翼选取了6个剖面进行了参数化,采用Hick-Henne方法对翼型上下表面进行参数化^[7],上下表面各取10个设计变量。优化剖面位置如图7中A-F所示。变量个数总计123个。

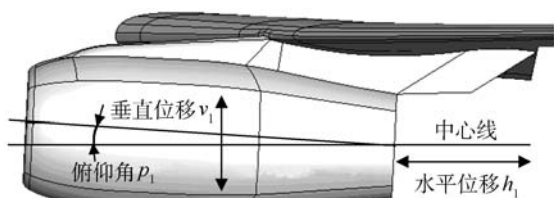


图6 短舱俯仰角与水平位移、垂直位移定义

Fig. 6 Definition of pitch angle, horizontal and vertical displacements of nacelle

剖面B为机翼在挂架处的剖面,在该剖面附近机翼与挂架存在相贯线。优化中该相贯线将发生变化,同时翼梢剖面F也需要处理,这里都采用2.4节的插值方法进行处理。

优化设计模型为

$$\begin{aligned} \max \quad & f(X) = K \\ & g_1(X) = \bar{c}_{1\max} > 0.137 \\ & g_2(X) = \bar{c}_{2\max} > 0.129 \\ \text{s. t.} \quad & g_3(X) = \bar{c}_{3\max} > 0.118 \\ & g_4(X) = \bar{c}_{4\max} > 0.118 \\ & g_5(X) = \bar{c}_{5\max} > 0.118 \\ & g_6(X) = \bar{c}_{6\max} > 0.118 \\ & g_7(X) = |C_l - C_{l0}| < 0.005 \end{aligned}$$

其中 C_l 为升力系数,设计升力系数 C_{l0} 为 0.50, $\bar{c}_{1\max} \sim \bar{c}_{6\max}$ 分别为6个优化剖面翼型的最大相对厚度, K 为升阻比。

为了研究短舱对阻力特性的影响,优化分两次进行。第1次优化时不对短舱进行优化设计,仅对机翼进行优化设计。第2次则是在第1次优化结果的基础上对机翼、短舱进行优化设计。两次优化设计的结果如表1所示,其中 C_d 为阻力系数。为

了便于比较结果,将外形优化后的飞机迎角进行了调整,使其升力系数等于设计升力系数0.5。从表1可看出,与初始结果相比第2次优化使得全机阻力系数较初始外形阻力系数下降了0.00153,较第1次优化下降0.00011。可见本算例中短舱的安装方式对全机阻力系数的影响量约为0.0001。通过对短舱安装方式的优化,减小了干扰阻力,减阻效果非常明显。优化后短舱的3个设计变量的值如表2所示,优化后短舱的位置前伸并下降了,同时低头。

优化前后表面压力系数云图比较如图7所示, C_p 为压力系数。

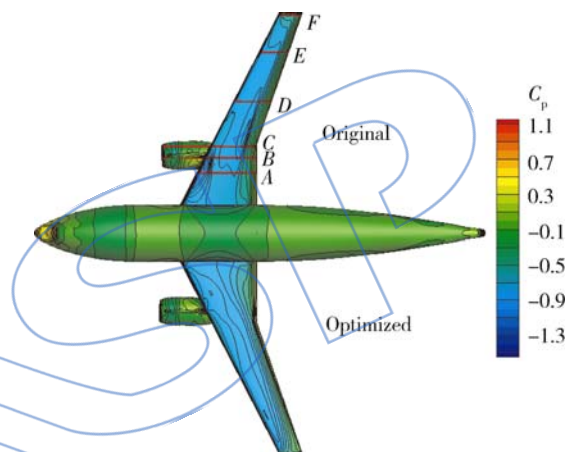


图7 优化前后表面压力系数云图比较

Fig. 7 Pressure coefficient contours comparison of original and optimized configurations

表1 优化设计结果

Table 1 Optimization design results

	C_l	C_d
初始外形	0.50	0.01831
优化1	0.50	0.01689
优化2	0.50	0.01678

表2 优化后短舱的设计变量

Table 2 Design variables of nacelle after optimization

变量	h_1/m	v_1/m	$p_1/(\text{°})$
数值	-0.00681	-0.00427	-1.41

表3比较了优化前后几何约束条件满足的情况。图8为优化前后机翼剖面压力分布比较。可以看出,优化后短舱附近的机翼剖面最大速度显著减小。

表 3 优化前后几何约束条件满足情况
Table 3 Geometric constraint satisfaction
before and after optimization

最大相对厚度	初始	优化
$C_{1\max}$	0.138	0.139
$C_{2\max}$	0.129	0.130
$C_{3\max}$	0.119	0.121
$C_{4\max}$	0.119	0.119
$C_{5\max}$	0.119	0.120
$C_{6\max}$	0.119	0.121

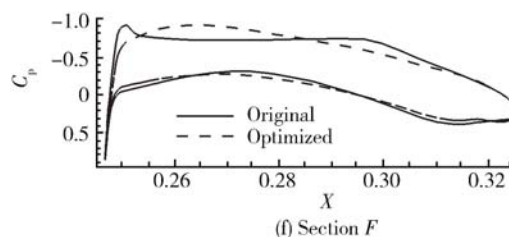
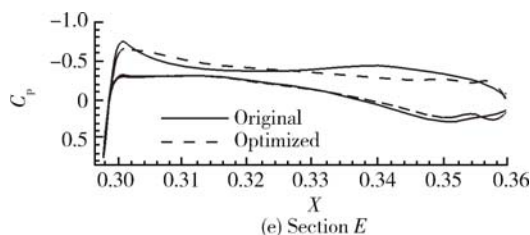
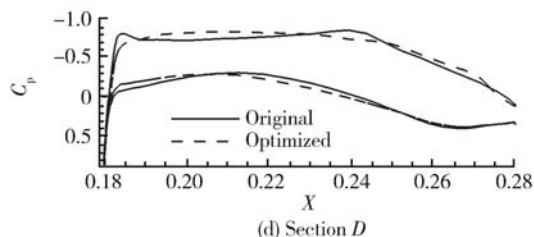
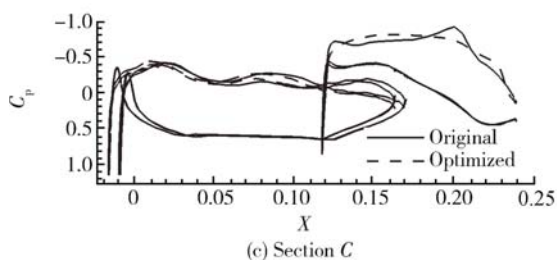
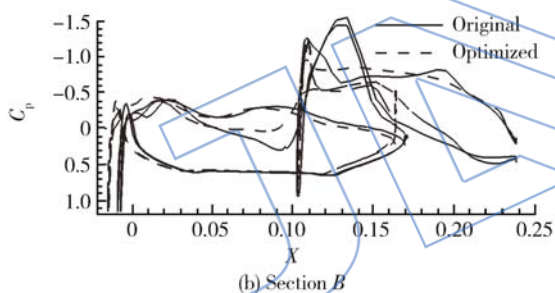
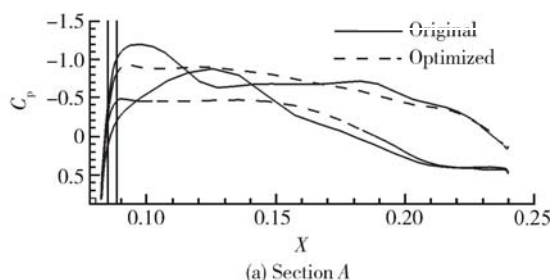


图 8 优化前后机翼剖面压力系数分布比较

Fig. 8 Pressure coefficient comparison of original and optimized wing sections

5 结 论

本文改进了基于无限插值方法和径向基函数方法的复杂外形动网格方法,完成了 DLR-F6 飞机带短舱外形的参数化,对机翼和短舱进行了优化设计,结论如下:

1) 在基于无限插值方法和径向基函数方法的动网格方法中通过采用对与壁面直接相连的顶点和边进行线性插值,其他的顶点和边进行径向基函数插值的方法,解决了复杂外形中靠近壁面的网格易出现网格质量下降和负体积的问题.通过对物面相贯线的位移量采用无限插值方法将其插值到与其相邻的部件表面,建立了简便易行的相贯线发生变化的表面网格处理方法.

2) 通过对 DLR-F6 带短舱外形的机翼与短舱的参数化与优化设计,表明短舱低头并下沉和向前移动有利于减小阻力,且这种安装方式可使阻力系数约降低 0.0001.

3) 算例表明,本文建立的优化设计方法可以适用于复杂外形,具有一定的工程应用价值.

参考文献:

- [1] Kim H J, Sasaki D, Obayashi S, et al. Aerodynamic optimization of supersonic transport wing using unstructured adjoint method[J]. AIAA Journal, 2001, 39(6): 1011-1020.
- [2] Mialon B, Fol T, Bonnaud C. Aerodynamic optimization of subsonic flying wing configurations[R]. AIAA 2002-2931, 2002.
- [3] Sasaki D, YANG Guowei, Obayashi S. Automated aerody-

- namic optimization system for SST wing-body configuration[R]. AIAA 2002-5549, 2002.
- [4] 张宇飞. 基于先进 CFD 方法的民用客机气动优化设计[D]. 北京:清华大学, 2010.
- ZHANG Yufei. Aerodynamic optimization of civil aircraft design based on advanced computational fluid dynamics [D]. Beijing: Tsinghua University, 2010. (in Chinese)
- [5] 黄江涛. 飞行器气动外形优化设计方法及应用研究[D]. 西安:西北工业大学, 2012.
- HUANG Jiangtao. Research on aircraft aerodynamic configuration optimization design method and applications [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2012. (in Chinese)
- [6] 吕培培. 基于 CFD 的民机翼身整流罩气动外形优化方法研究[D]. 上海:上海交通大学, 2011.
- LÜ Peipei. CFD-based aerodynamic shape optimization method investigation on a civil aircraft wing-body fairing [D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2011. (in Chinese)
- [7] 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): 513-516.
- 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): 513-516. (in Chinese)
- [8] 沈琼, 余雄庆, 湛岚. 运输机机翼外形和短舱位置一体化优化方法[J]. 航空工程进展, 2010, 1(1): 30-35.
- SHEN Qiong, YU Xiongqing, ZHAN Lan. Integrated optimization for wing shape and nacelle locations of transports [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(1): 30-35. (in Chinese)
- [9] 伍贻兆, 田书玲, 夏健. 基于非结构动网格的非定常流数值模拟方法[J]. 航空学报, 2011, 32(1): 15-26.
- WU Yizhao, TIAN Shuling, XIA Jian. Unstructured grid method for unsteady flow simulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(1): 15-26. (in Chinese)
- [10] LIU Xueqiang, QIN Ning, XIA Hao. Fast dynamic grid deformation based on delaunay graph mapping[J]. Journal of Computational Physics, 2006, 211(2): 405-423.
- [11] 张军, 谭俊杰, 褚江, 等. 一种新的非结构动网格的生成方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39(5): 633-636.
- ZHANG Jian, TAN Junjie, CHU Jiang, et al. New method for generating unstructured moving grids[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 39(5): 633-636. (in Chinese)
- [12] Timothy J B, Peter A C. Dynamic adaptation for deforming tetrahedral meshes[R]. AIAA 99-3253, 1999.
- [13] 刘正先, 徐莲环. 逆流冷却罗茨鼓风机涡流与排气脉动的数值分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 241-246.
- LIU Zhengxian, XU Lianhuan. Numerical simulation of vortex discharge blowers with and discharge pulse in positive countercurrent cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 241-246. (in Chinese)
- [14] 马晓永, 范召林, 吴文华, 等. 基于 NURBS 方法的机翼气动外形优化[J]. 航空学报, 2011, 32(9): 1616-1621.
- MA Xiaoyong, FAN Zhaolin, WU Wenhua, et al. Aerodynamic shape optimization for wing based on non-uniform rational B-spline [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(9): 1616-1621. (in Chinese)
- [15] Hounjet M H L, Meijer J J. Evaluation of elastomechanical and aerodynamic data transfer methods for nonplanar configurations in computational aeroelastic analysis[R]. NLR-TP-95690, 1995.