

基于 EFFD 方法的自然层流短舱优化设计

何小龙, 白俊强, 夏 露, 陈 颂, 乔 磊

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 采用 extended free-form deformation(EFFD)方法研究了自然层流(natural laminar flow, NLF)短舱的气动外形优化设计方法. 使用基于 Bernstein 基函数的 EFFD 方法完成了 NLF 短舱剖面的参数化, 利用基于 $k-\epsilon$ SST(shear stress transport)两方程湍流模型的 $\gamma-\theta$ 转捩模型进行自然转捩预测, 结合 EFFD、一种混合网格方法、Kriging 代理模型和改进的粒子群算法(particle swarm optimization, PSO)建立了针对 NLF 短舱气动外形的优化设计框架. 采用该框架分别对通气 NLF 短舱和带动力 NLF 短舱进行优化设计. 单独通气 NLF 短舱优化结果的外表面实现 48% 的层流, 阻力系数比初始通气 NLF 短舱减小了 0.0003. 带动力 NLF 短舱的优化结果外表面保持了 41% 的层流. 这些结果表明采用相关技术建立的优化设计框架在 NLF 短舱设计中具有一定应用价值.

关 键 词: 自然层流短舱; 气动外形优化设计; extended free-form deformation (EFFD); 转捩模型; 粒子群算法(PSO); Kriging

中图分类号: V221.3

文献标志码: A

Natural laminar flow nacelle optimization design based on EFFD method

HE Xiao-long, BAI Jun-qiang, XIA Lu,
CHEN Song, QIAO Lei

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Aerodynamic shape optimization of natural laminar flow (NLF) nacelle was studied using extended free-form deformation (EFFD) technique. An parameterization method for nacelle section based on EFFD using Bernstein base functions was implemented. $\gamma-\theta$ transition model coupling with $k-\epsilon$ shear stress transport (SST) turbulent model was used for transition prediction. An optimization system for NLF nacelle design was established in combination with EFFD, a hybrid grid deformation method, Kriging surrogate model and an improved particle swarm optimization. Both flow-through nacelle and powered nacelle were optimized using the optimization system. Optimized flow-through nacelle maintained a laminar flow about 48% and its drag coefficient was 0.0003 less than initial flow-through nacelle. Powered nacelle maintained a 41% laminar flow after optimization. These results indicate that the optimization system is applicable in NLF nacelle design.

Key words: natural laminar flow nacelle; aerodynamic shape optimization design; extended free-form deformation (EFFD); transition model; particle swarm optimization (PSO); Kriging

随着大涵道比涡扇发动机技术的快速发展, 其几何尺寸的增大导致了发动机短舱阻力在全机

阻力中所占的比例迅速增加. 短舱表面摩擦阻力是短舱的主要阻力来源之一, 因此, 若能在短舱外

收稿日期: 2013-07-04

基金项目: 省部级重点项目

作者简介: 何小龙(1989-), 男, 河北沧州人, 硕士生, 主要从事飞行器设计研究.

表面实现一定长度的层流,有利于减小飞机的表面摩擦阻力、提高飞机的经济性。此外,短舱不追求升力、力矩等气动性能,在气动设计方面的约束较少;且不受横流不稳定和附着线转换问题的困扰,因此短舱层流减阻的可行性较高^[1-2]。现役大多数的飞机的短舱都是不考虑自然层流(NLF)而设计的。若采用自然转捩预测方法进行转捩现象的模拟,从而在短舱设计时考虑到层流流动的存在,这样的短舱即 NLF 短舱。

在 NLF 短舱方面,国外研究者已经开展过一些实验验证、数值模拟、优化设计等研究工作。从 20 世纪 80 年代中期开始,兰利研究中心开始研究将边界层控制技术应用在 NLF 短舱减阻的可行性研究上,并进行过若干风洞与飞行实验^[3]。1984 年,Youngmans 等人利用风洞实验进行验证,在单独 NLF 短舱外表面和安装到翼身组合体上的 NLF 短舱外表面都实现了层流^[4]。1990 年,Radespiel 等人进行了 NLF 短舱的可行性研究,并在该 NLF 短舱外表面实现了较大范围层流^[5]。1992 年开始,德国宇航中心 DLR、罗尔斯-罗伊斯公司和 Motoren-und Turbinen-Union Friedrichshafen(MTU)公司合作在 VFW614/ATTAS 飞机上进行了发动机短舱自然层流与混合层流的飞行实验^[6]。2009 年,Medina 等人研究了表面波纹度对 NLF 短舱的影响^[7]。2011 年,LIN 等人使用 CFX 软件研究了 $\gamma-\overline{Re_{\theta}}$ 转捩模型在 NLF 短舱的转捩预测中的应用,并与实验结果进行了对比^[1]。国内学者在 NLF 短舱方面开展的工作较少,尤其是 NLF 短舱气动外形设计方面鲜有公开文献发表。

根据 VFW614/ATTAS 飞机的 NLF 短舱设计经验^[6]来看,机翼、挂架对短舱的影响集中在挂架缝道附近,远离挂架时干扰效应便会逐渐减弱,以单独短舱为设计对象仍有一定参考意义,并且考虑到计算量的原因,本文设计对象选定为单独 NLF 短舱。

在发动机短舱的设计过程中,发动机设计者主要考虑短舱在各种工况下必须为发动机提供足够的空气流量,以保证发动机的正常工作,并且实现最小的总压损失和进气口总压畸变;而飞机设计师主要关心短舱的阻力和对飞行性能的影响^[8]。发动机短舱内表面与短舱的进气道面积、进气喉道面积、收缩比等参数有关,对发动机性能影响很大,主要依据发动机的需要来进行设计。短舱外表面上存在较大的摩擦阻力和压差阻力,而且除头部以外的短舱外表面形状对发动机性能影响

较小,因此,本文只对 NLF 短舱外表面进行设计。

优秀的参数化方法可以减少优化设计中的设计变量个数并且在设计空间内保持充足的剖面外形描述能力。EFFD^[9]是在自由变形技术(free form deformation,FFD)^[10-11]基础上采用非平行六面体控制体的变形方法,继承了 FFD 的优点:可保持任意阶的导数连续;可控制体积变化的程度;可整体、局部地使用。已有一些学者将之应用到气动外形参数化方面^[12-14]。本文采用 EFFD 方法对短舱剖面进行参数化,构建了两块对接控制体,对 NLF 短舱外表面进行变形扰动,保持内表面初始外形不变,并且保证内外表面在前缘点位置光滑连续。

对转捩现象进行准确地数值模拟是 NLF 短舱外形设计中的关键技术。目前工程实用的转捩预测方法^[15]主要有 e^N 方法和 $\gamma-\overline{Re_{\theta}}$ 转捩模型等几种。 $\gamma-\overline{Re_{\theta}}$ 转捩模型综合了经验关系式在转捩起始判断上的便捷性与间歇因子模型对转捩过程的描述能力这两大优势^[15],而且适合于计算流体力学(computational fluid dynamics,CFD)并行计算,在计算效率方面具有一定优势。

粒子群算法(particle swarm optimization, PSO)实现简单、能够解决复杂寻优问题^[16]。但是 PSO 也存在算法早期容易陷入局部最优的问题,基于自然选择和 2 阶振荡的 PSO^[17]能够较好地解决这个问题。由于 PSO 需要对大量粒子进行气动特性评估,导致优化效率不高,因此借助 Kriging 代理模型^[18]方法建立 CFD 模型的近似模型,在寻优过程中代替 CFD 对气动数据进行预测,来达到节省计算量的目的。CFD 计算所需要的网格的生成是一件重要而费时的工作。动网格方法^[19]在初始网格基础上进行变形而快速得到新外形的网格,保证网格质量的同时缩短了网格生成的时间。

在基于 EFFD 的短舱剖面外形参数化技术和 $\gamma-\overline{Re_{\theta}}$ 转捩预测模型的基础上,再结合基于体样条插值和 trans finite interpolation (TFI)的混合动网格方法、Kriging 代理模型方法和改进的粒子群算法等方法建立优化框架,分别对单独通气 NLF 短舱和单独带动力 NLF 短舱^[20]展开优化设计研究。

1 EFFD 参数化方法

FFD 方法最早由 Sederberg 和 Parry 在 1986 年提出^[10],在近年来发展迅速,并在气动外形参数化方面得到了应用^[12-14]。EFFD 方法^[9]是对

FFD 方法的扩展,以非平行六面体作为控制体,可以更好地贴近变形物体,有效提高了控制点对物体局部细节的变形能力. EFFD 与 FFD 的不同是由控制体形状的不同引起的. 下文首先以 FFD 算法为例说明基本原理.

选定需要变形的物体之后, FFD 方法首先在变形物体周围选取若干空间点组成一个长方体框架,这个框架就称为 FFD 控制体,长方体的顶点称为 FFD 控制点. FFD 方法建立了 FFD 控制点坐标与变形物体表面上每一点的坐标的映射关系,当 FFD 控制点移动导致控制体变形时,变形物体表面点坐标就会相应变化.

因此, FFD 算法的关键在于如何建立这种映射关系. 首先,变形物体和 FFD 控制体共同处于同一个空间坐标系中,在这个空间坐标系中的坐标称为全局坐标. 接下来,在 FFD 控制体上建立一个局部坐标系,变形物体在这个局部坐标系中的坐标称为局部坐标. 对于基于 Bernstein 多项式的 FFD 方法,针对变形物体上任一点,都可以通过以下变形公式建立全局坐标与局部坐标之间的映射关系.

$$\mathbf{X} = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n \mathbf{M}_{i,j,k} B_{il}(s) B_{jm}(t) B_{kn}(u) \quad (1)$$

式中 $\mathbf{X}$ 是变形物体上任一点的全局坐标向量; (s, t, u) 是该点的局部坐标向量; $\mathbf{M}_{i,j,k}$ 是控制点的全局坐标向量; $B_{il}(s)$, $B_{jm}(t)$, $B_{kn}(s)$ 分别是 l , m 和 n 次 Bernstein 多项式基函数. 当控制点产生全局坐标位移 $\Delta \mathbf{M}_{i,j,k}$, 任一点的局部坐标保持不变,则物体表面点的全局坐标位移 $\Delta \mathbf{X}$ 等于

$$\Delta \mathbf{X} = \sum_{i=0}^l \sum_{j=0}^m \sum_{k=0}^n \Delta \mathbf{M}_{i,j,k} B_{il}(s) B_{jm}(t) B_{kn}(u) \quad (2)$$

式中 $\mathbf{X}$ 和 $\Delta \mathbf{X}$ 叠加得到新的全局坐标 $\mathbf{X}' = \mathbf{X} + \Delta \mathbf{X}$.

由以上对 FFD 方法的说明可以看出 FFD 方法使用长方体控制体,局部坐标系是一个直角坐标系,求解物体表面点的局部坐标时比较简单. 由于 EFFD 方法使用了非平行六面体控制体,物体表面点的局部坐标无法由公式直接导出,但是可以由搜索算法求得. 本文使用模式搜索算法求得满足式(1)的表面上任一点的局部坐标.

对于需要局部变形而布置多个控制框的情况,控制体的空间拓扑和拼接则需要进行合理布置,以此来实现局部变形并确保导数、曲率连续. 对于局部参数为 (v, w) 的参数曲面,可以表示为

$$\mathbf{X}(s, t, u) = \mathbf{X}(s(v, w), t(v, w), u(v, w)) \quad (3)$$

任意 FFD 空间组合 $\mathbf{X}_1(s, t, u)$, $\mathbf{X}_2(s, t, u)$ 共享边界,曲面变形后沿 v, w 方向的 1 阶导数为

$$\begin{cases} \frac{\partial \mathbf{X}_1(v, w)}{\partial v} = \frac{\partial \mathbf{X}_1}{\partial s} \frac{\partial s}{\partial v} + \frac{\partial \mathbf{X}_1}{\partial t} \frac{\partial t}{\partial v} + \frac{\partial \mathbf{X}_1}{\partial u} \frac{\partial u}{\partial v} \\ \frac{\partial \mathbf{X}_2(v, w)}{\partial w} = \frac{\partial \mathbf{X}_2}{\partial s} \frac{\partial s}{\partial w} + \frac{\partial \mathbf{X}_2}{\partial t} \frac{\partial t}{\partial w} + \frac{\partial \mathbf{X}_2}{\partial u} \frac{\partial u}{\partial w} \end{cases} \quad (4)$$

式中 $\frac{\partial s}{\partial v}$, $\frac{\partial t}{\partial v}$, $\frac{\partial u}{\partial v}$, $\frac{\partial s}{\partial w}$, $\frac{\partial t}{\partial w}$, $\frac{\partial u}{\partial w}$ 与曲面变形无关,满足多 FFD 空间跨界导数连续的条件为

$$\begin{cases} \frac{\partial \mathbf{X}_1}{\partial s_1} = \frac{\partial \mathbf{X}_2}{\partial s_2} \\ \frac{\partial \mathbf{X}_1}{\partial t_1} = \frac{\partial \mathbf{X}_2}{\partial t_2} \\ \frac{\partial \mathbf{X}_1}{\partial u_1} = \frac{\partial \mathbf{X}_2}{\partial u_2} \end{cases} \quad (5)$$

2 转换数值模拟方法

为了使用现代 CFD 技术对边界层转换进行数值模拟, Menter 和 Langtry 等人提出 $\gamma - \overline{Re_{\theta t}}$ 转换模型,该模型通过 Blasius 边界层中涡量雷诺数 Re_v 与动量厚度雷诺数 $\overline{Re_{\theta t}}$ 的关系^[15],使转换经验关系式摆脱了对非当地变量的依赖,即避免转换判定时在边界层中进行积分运算,便于将转换模型与非结构或分区并行求解器进行耦合. $\overline{Re_{\theta t}}$ 的输运方程如下:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \overline{Re_{\theta t}}}{\partial t} + u_i \frac{\partial \overline{Re_{\theta t}}}{\partial x_i} = \\ P_{\theta t} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x} \left[\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \overline{Re_{\theta t}}}{\partial x_i} \right] \\ P_{\theta t} = \frac{\rho c_{\theta t}}{t} (Re_{\theta t} - \overline{Re_{\theta t}}) (1 - F_{\theta t}) \\ F_{\theta t} = \\ \min \left\{ \max \left[F_{\text{wake}} e^{-(\frac{\gamma}{\delta})^4}, 1 - \left(\frac{\gamma - 1/c_{e2}}{-1/c_{e2}} \right)^2 \right], 1 \right\} \end{aligned} \quad (6)$$

式中 t 为时间; u_i 为速度张量分量; x_i 为笛卡儿坐标张量分量; $P_{\theta t}$ 为源项; ρ 为密度; $\sigma_{\theta t}$ 为扩散系数; μ 为层流黏度; μ_t 为湍流黏度; $c_{\theta t} = 0.03$ 为源项系数; $Re_{\theta t}$ 为当地转换雷诺数^[15]; $F_{\theta t}$ 为开关函数; F_{wake} 为确保 $F_{\theta t}$ 在翼型下游的尾流区域中为 0 的参数; γ 为间歇因子; c_{e2} 为耗散项系数.

通过构造关于 $\overline{Re_{\theta t}}$ 的输运方程,使 $\overline{Re_{\theta t}}$ 在边界层外服从经验关系式^[21],而在边界层内自由扩散.

γ 间歇因子输运方程的作用是进行转捩的判断和对转捩区的发展进行预测,具体形式如下:

$$\frac{\partial \gamma}{\partial t} + u_i \frac{\partial \gamma}{\partial x_i} = P_\gamma - E_\gamma + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_i} \right]$$

$$P_\gamma = c_{a1} S F_{\text{length}} (F_{\text{onset}} \gamma)^{0.5} (1 - c_{e1} \gamma)$$

$$E_\gamma = c_{a2} \Omega F_{\text{turb}} \gamma (c_{e2} \gamma - 1) \quad (7)$$

式中 P_γ 为生成项; E_γ 为耗散项; σ_γ , c_{a1} , c_{a2} , c_{e1} , c_{e2} 为通过实验拟合的系数; S 为切应变率的模; Ω 为涡量. F_{onset} 和 F_{length} 是源项中的关键参数. F_{onset} 是源项的控制参数,控制 γ 的增长即转捩的开始. F_{length} 控制源项的强度,从而影响 γ 的增长速度,影响转捩区的长度. F_{turb} 控制黏性底层和层流边界层外的衰减. F_{onset1} 是流向转捩的开关,它的值直接决定着间歇因子的增长与否. F_{onset2} , F_{onset3} 是为了限制 F_{onset} 的值, R_t 是黏性比, Re_v 是涡量雷诺数, $Re_{\theta c}$ 是失稳雷诺数.

$$F_{\text{onset}} = \max(F_{\text{onset2}} - F_{\text{onset3}}, 0)$$

$$F_{\text{onset2}} = \max(\max(F_{\text{onset1}} - F_{\text{onset1}}^4), 2.0)$$

$$F_{\text{onset3}} = \max\left(1 - \left(\frac{R_t}{2.5}\right)^3, 0\right)$$

$$F_{\text{onset1}} = \frac{Re_v}{2.193 Re_{\theta c}} \quad (8)$$

式中 F_{length} 和 $Re_{\theta c}$ 是 $Re_{\theta c}$ 的经验函数,具体形式见文献[15].

为了模拟分离诱导转捩,对方程做了特殊处理,使得 γ 在流动分离处快速增长,以模拟层流分离/湍流再附现象. 本文采用 Langtry 在 2006 年给出的修正方法[15]. 转捩模型通过影响湍流模型中湍动能的源项来模拟转捩中湍流的生长,最终起作用的是

$$\gamma_{\text{eff}} = \max(\gamma_{\text{sep}}, \gamma) \quad (9)$$

最后通过 γ_{eff} 修改 $k-\omega$ SST 模型中 k 方程的生成项 P_k 和耗散项 D_k , 得到修改后的 $\overline{P_k}$ 和 $\overline{D_k}$.

$$\overline{P_k} = \gamma_{\text{eff}} P_k$$

$$\overline{D_k} = \min[1, \max(\gamma_{\text{eff}}, \gamma_{D_{0.1}})] D_k \quad (10)$$

为了验证所使用的转捩方法的可靠性,对 DLR-F5 机翼进行了转捩计算,与风洞实验结果对比. DLR-F5 是一个前缘 20° 后掠的单独机翼,风洞实验由 DLR 在 1994 年完成,实验马赫数为 0.82 (高于机翼设计点),参考弦长为 0.15 m,雷诺数为 1.5×10^6 ,攻角为 2° ,湍流度为 0.5%,湍流黏性比为 10,安装机翼的侧面为无滑移物面. 网格 600 万,物面和侧壁表面网格 y^+ 小于 1,如图 1 所示.

图 2(a) 为实验结果,蓝色区域代表层流,红

色区域代表湍流. 图 2(b) 为计算结果的摩擦阻力系数 (C_f) 云图,蓝色条状位置即转捩点. 在翼根区域,横流不稳定导致了转捩, $\gamma - \overline{Re_{\theta t}}$ 由于其理论缺陷没能捕捉到这一现象,在中翼段和外翼段预测结果与实验符合较好,转捩位置很接近. 由于本文设计对象是旋成体短舱,横流不稳定诱发的转捩可以不予考虑[1],因此 $\gamma - \overline{Re_{\theta t}}$ 能够对 NLF 短舱边界层转捩进行较好的预测.

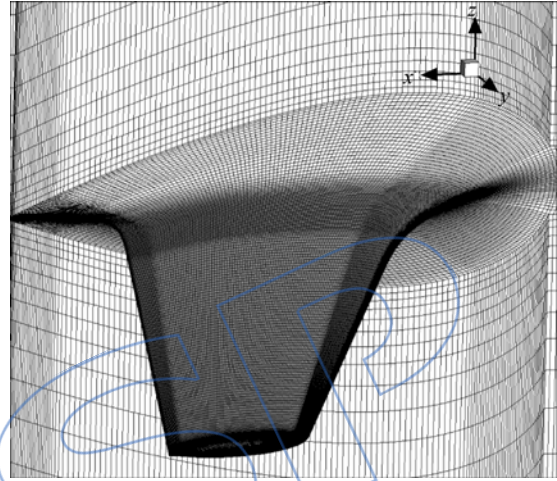


图 1 DLR-F5 网格
Fig. 1 Grids of DLR-F5

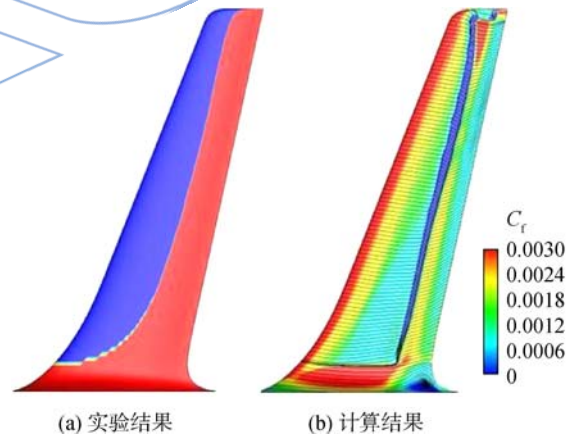


图 2 实验结果与计算结果对比

Fig. 2 Comparison of experiment and transition model calculation results

3 NLF 短舱气动外形优化设计框架

在上述研究基础上,结合了一种混合动网格方法、Kriging 代理模型方法和改进的 PSO 等方法搭建 NLF 短舱气动外形优化设计框架.

3.1 基于体样条插值和无限插值的混合动网格方法

当几何外形发生变化后,即可应用动网格技

术,由初始网格变形得到新外形的网格.本文采用 Spekreijse 等人提出的一种混合动网格方法^[12],使用了体样条插值和无限插值两种方法,综合了两者的优点,具有较强的稳健性和快速性.首先,使用体样条插值技术计算各网格块顶点和网格边的位移.体样条插值函数如下:

$$f(\mathbf{x}) = \alpha_0 + \sum_{i=1}^N \alpha_i R_i(\mathbf{x}) \quad (11)$$

式中 $R_i(\mathbf{x}) = \|\mathbf{x} - \mathbf{x}_i\|$; 系数 $\alpha_i, i=0, \dots, N$ 是由插值条件 $f(\mathbf{x}_i) = f_i$ 以及伴随条件 $\sum_{i=1}^N \alpha_i = 0$ 求解得来的.然后,使用二维无限插值实现网格面的变形,使用三维无限插值实现网格块内部点的变形.定义 3 个无量纲参数 s, t, u 来表示网格点分别沿结构网格 i, j, k 方向的位置,例如沿 i 方向的无量纲曲线参数表示为

$$s_{i,j,k} = \frac{\sum_{m=1}^i \|\mathbf{x}_{m,j,k} - \mathbf{x}_{m-1,j,k}\|_2}{\sum_{m=1}^{N_i} \|\mathbf{x}_{m,j,k} - \mathbf{x}_{m-1,j,k}\|_2} \quad (12)$$

其中 N_i 是 i 方向网格点数,可见 $s_{0,j,k} = 0, s_{N_i,j,k} = 1$.沿 j, k 方向的 t, u 的定义与 s 类似.二维无限插值计算步骤如下,三维无限插值只需由二维扩展到三维. $d\mathbf{x}^1(i, j, k)$ 是在 i 方向对网格点进行第 1 步变形; $d\mathbf{x}^2(i, j, k)$ 在 $d\mathbf{x}^1(i, j, k)$ 基础上进行 j 方向的第 2 步变形. N_i, N_j 是 i, j 方向网格点数.

$$d\mathbf{x}^1(i, j, k) = (1 - s_{i,j,k}) d\mathbf{x}(0, j, k) + s_{i,j,k} d\mathbf{x}(N_i, j, k) \quad (13)$$

$$d\mathbf{x}^2(i, j, k) = d\mathbf{x}^1(i, j, k) + (1 - t_{i,j,k}) [d\mathbf{x}(i, 0, k) - d\mathbf{x}^1(i, 0, k)] + t_{i,j,k} [d\mathbf{x}(i, N_j, k) - d\mathbf{x}^1(i, N_j, k)] \quad (14)$$

3.2 Kriging 代理模型

为提高优化设计效率,采用了 Kriging 代理模型实现气动力参数的预测,以减少 CFD 求解器的使用次数从而节约计算时间. Kriging 是一种基于统计理论充分考虑变量空间相关特征的插值技术,作为代理模型方法在气动优化设计中也得到了应用^[17].

Kriging 假设自变量与应变量之间存在函数关系,并分为回归模型和随机过程两部分.给定样本点的自变量为 $\mathbf{X} = [x^{(1)}, x^{(2)}, \dots, x^{(i)}, \dots, x^{(n)}]^T$, 样本点的应变量为 $\mathbf{Y} = [y^{(1)}, y^{(2)}, \dots, y^{(i)}, \dots, y^{(n)}]^T$, 其中每一个 $\mathbf{x}^{(i)}$ 是 m 维向量, n 是样本数.对于未知

点 $\mathbf{x}_0$ 的应变量 $\hat{y}(\mathbf{x}_0)$ 预估公式是

$$\hat{y}(\mathbf{x}_0) = \hat{\beta} + \mathbf{r}^T(\mathbf{x}_0) \mathbf{R}^{-1}(\mathbf{y} - \mathbf{I}\hat{\beta}) \quad (15)$$

其中 $\hat{\beta}$ 是对回归模型参数 β 的预估; 式中第 2 项是由随机过程给出的项, $\mathbf{I}$ 为单位列向量, $\mathbf{r}^T(\mathbf{x}_0)$ 是一个 n 维向量, 其元素为点 $\mathbf{x}$ 与样本点的相关函数^[17]. $\mathbf{R}$ 是 n 阶方矩阵, 其元素

$$\mathbf{R}(\mathbf{x}^{(i)}, \mathbf{x}^{(j)}) = \exp \left[- \sum_{k=1}^m \theta_k |x_k^{(i)} - x_k^{(j)}|^2 \right] \quad (16)$$

式中 $\boldsymbol{\theta} = [\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_m]$ 可以通过极大似然估计法得到^[17].

3.3 改进的 PSO

代理模型的作用在于预测气动力参数,因此还需要与优化算法相结合来进行优化设计,而优化算法的寻优能力、收敛速度都极大影响着优化设计效率.本文采用了基于 2 阶振荡和自然选择的改进 PSO^[19],使用粒子 2 阶振荡来提高种群多样性,并引入自然选择思想来避免收敛速度过慢.其速度更新公式为

$$\begin{aligned} v_{i,j}(t+1) &= \omega v_{i,j}(t) + \\ &c_1 r_1 [p_{i,j} - (1 + \xi_1) x_{i,j}(t) + \xi_1 x_{i,j}(t-1)] + \\ &c_2 r_2 [p_{g,j} - (1 + \xi_2) x_{i,j}(t) + \xi_2 x_{i,j}(t-1)] \end{aligned} \quad (17)$$

其中 ξ_1, ξ_2 为随机数.在算法前期取: $\xi_1 \geq$

$\frac{2\sqrt{c_1 r_1} - 1}{c_1 r_1}, \xi_2 \geq \frac{2\sqrt{c_2 r_2} - 1}{c_2 r_2}$ 以增加粒子多样性;在

算法后期取 $\xi_1 < \frac{2\sqrt{c_1 r_1} - 1}{c_1 r_1}, \xi_2 < \frac{2\sqrt{c_2 r_2} - 1}{c_2 r_2}$, 增强

局部搜索能力.自然选择基本思想为,每次迭代过程中将整个粒子群按适应值排序,用群体中最好的前 $1/N$ 的粒子的速度和位置替换群体中最差的 $1/N$ 的粒子的速度和位置,同时保留原来每个个体所记忆的历史最优值.

3.4 优化设计流程

通过对前文所述各种方法的综合应用,可建立优化设计框架.首先,使用 EFFD 方法对设计对象进行参数化;然后使用均匀实验设计方法^[22]生成训练样本并应用动网格方法快速得到样本的网格;之后求解流场并建立气动数据的 Kriging 代理模型,在优化过程中代替 CFD 求解对气动数据进行预测,使用基于 2 阶振荡和自然选择的改进粒子群算法完成对设计变量的寻优.优化流程如图 3 所示.

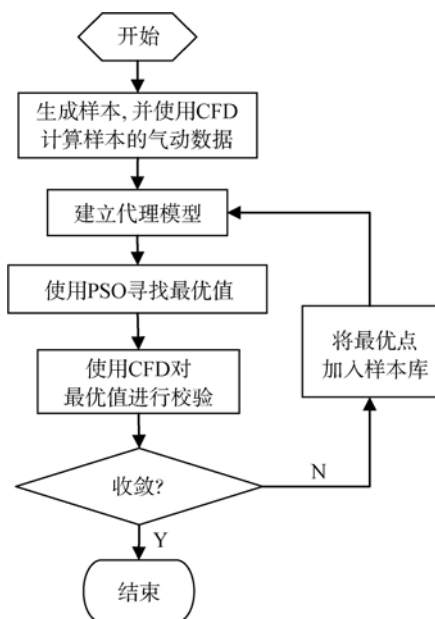


图3 优化流程图

Fig. 3 Optimization flowchart

4 NLF 短舱优化设计

4.1 单独通气 NLF 短舱优化设计

针对某型翼吊布局局机为其进行单独通气 NLF 短舱进行优化设计. 图4为旋成体单独通气 NLF 短舱示意图, 可由剖面绕轴线旋转 360° 得到, φ 为沿 NLF 旋成体周向顺时针旋转的角度.

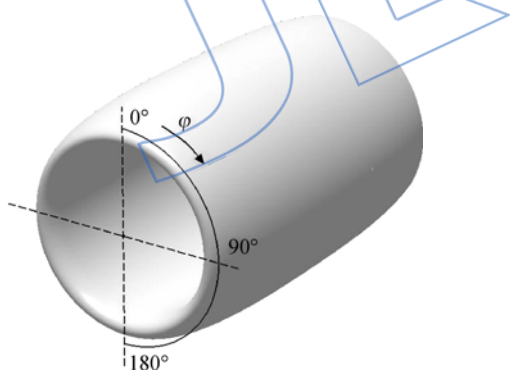


图4 旋成体单独通气 NLF 短舱

Fig. 4 Axisymmetric isolated flow-through NLF nacelle

设计状态为 $Ma=0.76$, $\alpha=1.4$, $Re=1.6 \times 10^7$, 其中 Ma 为马赫数; α 为短舱轴线与自由来流之间的夹角; Re 为雷诺数. 湍流度为 0.2% , NLF 短舱参考长度为 2.59 m , 以机翼参考面积为 40 m^2 为计算参考面积. 优化目标是阻力系数 C_d 最小, 约束条件为剖面最大相对厚度 $\bar{t}$ 不小于 10% . 该优化问题的数学模型可描述为

$$\begin{aligned} \min \quad & C_d \\ \text{s. t.} \quad & \bar{t} \geq 10\% \end{aligned} \quad (18)$$

由于设计目标是旋成体单独通气 NLF 短舱, 因此可以截取短舱剖面来进行研究, 剖面上表面代表了短舱外表面的形状. 使用 EFFT 方法对短舱剖面完成参数化, 控制点分布如图5.

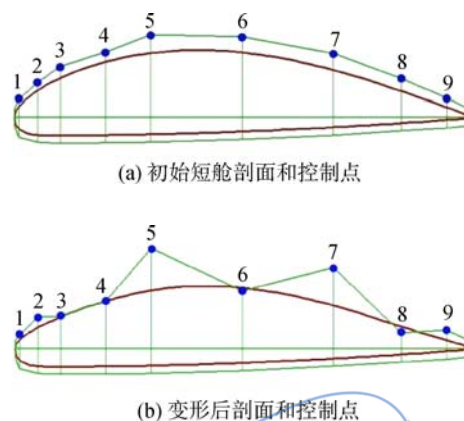


图5 EFFT 控制点分布

Fig. 5 Arrangement of EFFT control points

由于主要设计对象是 NLF 短舱外表面, 即剖面的上表面, 因此将图5中标注有数字的控制点的纵坐标值作为设计变量, 共9个设计变量. 对剖面下表面也进行参数化, 但在设计过程中下表面保持不变. 下表面与上表面分别嵌入两个不同的控制体内, 当上表面发生变形, 由于控制点只沿 y 向移动, 翼型前缘点附近的切矢保持连续, 因此保证了头部前缘光顺.

通过均匀实验设计^[22]将400个训练样本均匀分布于设计空间内, 并使用拉丁超立方方法^[22]生成了30个测试样本用于检验代理模型的预测能力. 测试样本的变量变化范围与训练样本相同.

使用多块结构网格划分流场, 网格数为420万, 贴近物面的第1层网格高度为 $5 \times 10^{-6}\text{ m}$. 采用动网格技术在初始构型网格的基础上进行变形, 从而快速得到训练样本和测试样本的网格. 图6(a)为初始网格, 图6(b)为某个变形后的网格截面, 与图6(a)初始网格相比, 图6(b)较好地保持了网格的拓扑结构和物面网格的正交性.

CFD 计算采用 Roe 空间离散格式, LU-SGS (lower upper-symmetric Gauss Seidel) 隐式时间推进, $k-\omega$ SST 两方程湍流模型耦合 $\gamma-\overline{Re_{\theta}}$ 转捩模型、多重网格加速收敛技术. 物面为无滑移、绝热边界条件, 远场采用无反射边界条件.

求解训练样本和测试样本的流场, 得到气动数据, 使用 Kriging 方法建立初始代理模型, 采用模式搜索算法对 θ 参数进行了寻优. 采用了

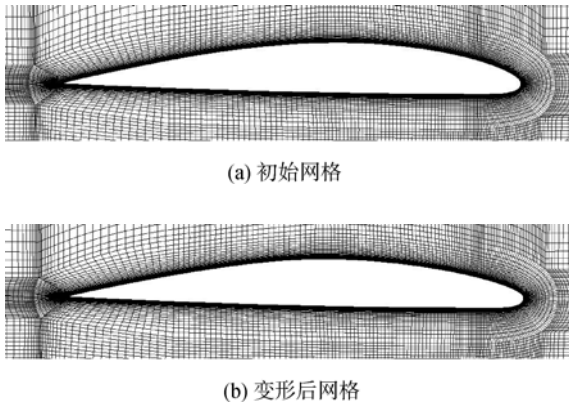


图 6 网格变形前后对比

Fig. 6 Comparison between initial and deformed grids

MATLAB 神经网络工具箱中的 RBF 神经网络来作为对比. RBF 使用了与 Kriging 相同的训练样本和测试样本. 表 1 中是预测误差的对比.

表 1 Kriging 和 RBF 预测误差对比

Table 1 Comparison of prediction error between Kriging and RBF

代理模型	误差绝对值的平均值	方均根误差	最大误差绝对值
Kriging	0.000013	0.000015	0.000031
RBF	0.000025	0.000029	0.000063

图 7 中,首先将 30 个测试样本的 CFD 计算所得阻力系数值按从小到大排序, Kriging 代理模型和 RBF 神经网络对测试样本点的预测值在 CFD 计算结果上下波动. 可以看出, Kriging 预测值更接近 CFD 计算值, 预测误差比 RBF 的预测误差小.

验证了代理模型的可用性之后,使用基于 2 阶振荡和自然选择的改进粒子群算法寻优,种群规模为 200,进化代数 30,自身学习因子取为 2,全局学习因子取为 2,权重平均最大值为 0.9,

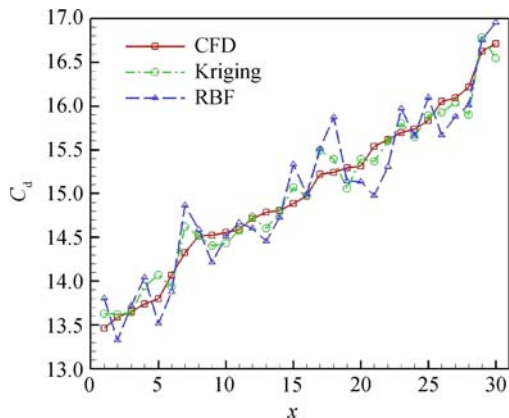


图 7 代理模型测试

Fig. 7 Test of surrogate model

权重平均最小值为 0.2,权重方差为 0.2. 每进化一代,就对当前最优值进行 CFD 计算校验并加入到训练样本中,接着重新建立 Kriging 代理模型并进入下一代寻优.

通气初始 NLF 短舱命名为 initial,通气优化 NLF 短舱命名为 OPT. 两者阻力系数对比见表 2,阻力系数分解为压差阻力系数和摩擦阻力系数,两者之和等于总阻力系数. 两者共同减小从而总阻力系数减小了 0.00031.

表 2 通气初始 NLF 短舱与通气优化 NLF 短舱阻力系数对比

Table 2 Comparison of drag coefficient of initial and optimized flow-through NLF nacelles

短舱	压差阻力系数	摩擦阻力系数	总阻力系数
通气初始 NLF 短舱	0.00117	0.00047	0.00164
通气优化 NLF 短舱	0.00098	0.00035	0.00133

优化剖面与初始剖面对比见图 8. 从剖面形状来看,头部半径减小较多,最大厚度略有减小. 初始剖面相对厚度为 10.9%,优化剖面相对厚度为 10.3%. 图 9 是优化 NLF 短舱的若干周向位置与初始构型的 $\varphi=0^\circ$ NLF 短舱的位置的外表面的压力系数分布对比. 图 10 是通气优化 NLF 短舱若干周向位置与通气初始 NLF 短舱的 $\varphi=0^\circ$ 位置的外表面的摩擦阻力系数对比.

图 11 是通气初始 NLF 短舱与通气优化 NLF 短舱的摩擦阻力系数 (C_f) 云图对比,通气初始 NLF 短舱外表面层流段达 23%,通气优化 NLF 短舱外表面层流段约 48%,优化设计减阻效

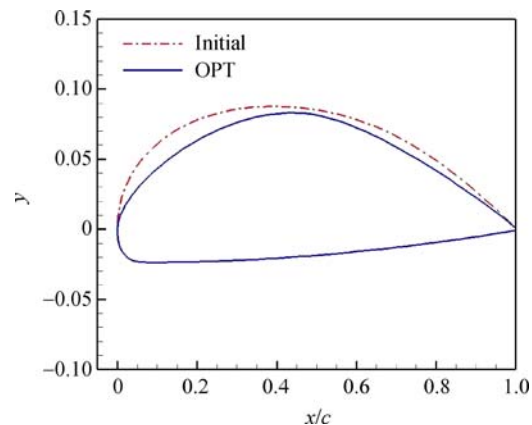


图 8 优化剖面与初始剖面对比

Fig. 8 Comparison of initial and optimized sections

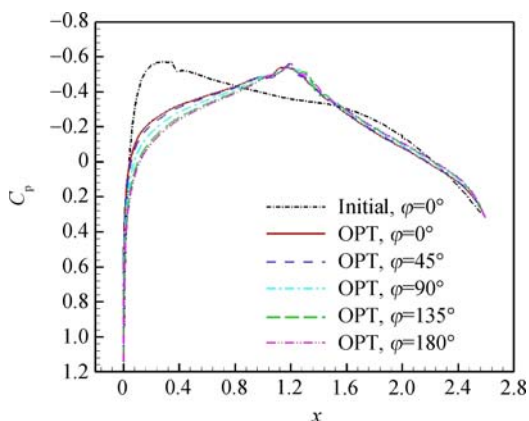


图 9 通气初始 NLF 短舱与通气优化 NLF 短舱压力系数分布对比

Fig. 9 Comparison of pressure coefficient between initial and optimized flow-through NLF nacelles

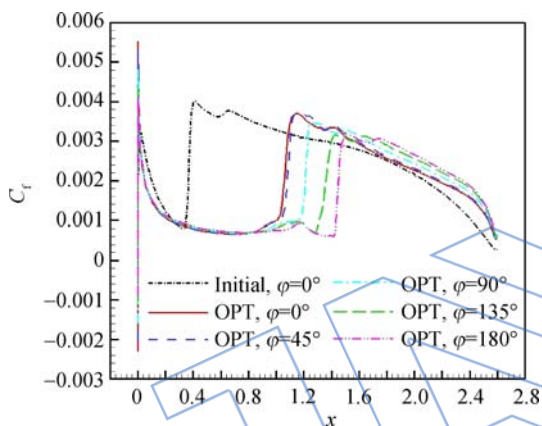


图 10 通气初始 NLF 短舱与通气优化 NLF 短舱的摩擦阻力系数对比

Fig. 10 Comparison of friction coefficient between initial and optimized flow-through NLF nacelles

果明显,层流段显著增长。

4.2 单独带动力 NLF 短舱优化设计

发动机的动力影响会对飞机的外部流动产生干扰^[20],短舱四周的流场会受到影响,因此在带动力 NLF 短舱上进行层流优化设计是非常有必要的。本文使用前文所述方法进行了带动力单独 NLF 短舱优化设计,采用的设计状态、目标函数均与通气 NLF 短舱相同。

图 12 是带动力 NLF 短舱模型的剖面,三维模型可由剖面绕短舱轴线旋转 360°得到,与通气 NLF 短舱的不同在于进气和排气边界的存在。

首先,采用 EFFD 方法对带动力 NLF 短舱剖面进行参数化,具体方法与通气 NLF 短舱剖面相同,此处不再赘述。

带动力 NLF 短舱计算所采用的 CFD 计算方

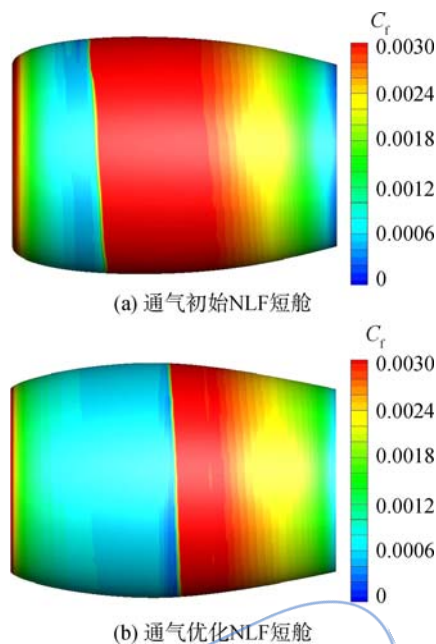


图 11 通气初始 NLF 短舱与通气优化 NLF 短舱摩擦阻力系数云图

Fig. 11 Friction coefficient contours of initial and optimized flow-through NLF nacelles

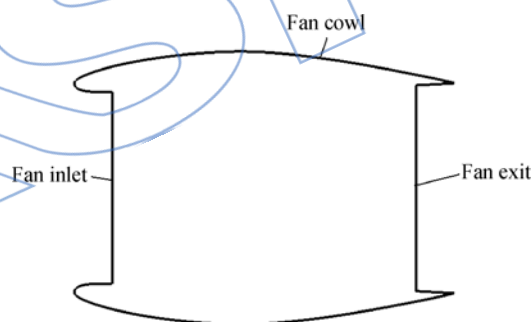


图 12 带动力 NLF 短舱计算截面

Fig. 12 Section of powered NLF nacelle

法与通气 NLF 短舱相同,需要注意的是对进气口和出气口的边界条件的处理^[20]。对于入口边界条件,可根据进气道面积、进气喉道面积和发动机流量可以计算得到入口静压等参数,出口边界条件由发动机参数设定总温和总压。带动力 NLF 短舱构型的网格是在通气 NLF 短舱的网格基础上,删除进气口和出气口之间的网格得到的。

带动力 NLF 短舱采用均匀实验设计^[22]生成 400 个训练样本和 30 个测试样本的设计变量,并进行代理模型测试。Kriging 预测的误差绝对值的平均值为 0.000017, RBF 预测的误差绝对值的平均值为 0.000031,结果表明 Kriging 保持了较好的预测精度。寻优算法采用基于 2 阶振荡和自然选择的改进粒子群算法,参数设置与通气 NLF 短舱相同。

带动力初始 NLF 短舱命名为 initial power,

与通气初始 NLF 短舱(initial)外表面相同,区别在于加入了进气和排气边界.带动力优化 NLF 短舱命名为 OPT power.两者剖面对比图如图 13.

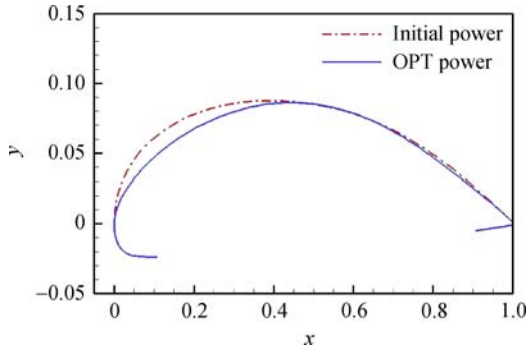


图 13 带动力初始 NLF 短舱与带动力优化 NLF 短舱剖面对比

Fig. 13 Comparison of sections between initial and optimized powered NLF nacelles

图 14 是带动力初始 NLF 短舱 initial power 和带动力优化 NLF 短舱 OPT power 的摩擦阻力系数云图对比. Initial power 层流段约 17.5%, OPT power 层流段约 41%. Initial power 的摩擦阻力系数 $C_f=0.00047$, OPT power 的摩擦阻力系数 $C_f=0.00036$,优化减阻效果不如通气 NLF 短舱明显.与图 11 对比,对于带动力 NLF 短舱,无论是初始 NLF 短舱或是优化结果,其层流段长度都比通气 NLF 短舱的层流长度稍短.下面对此进行了分析.

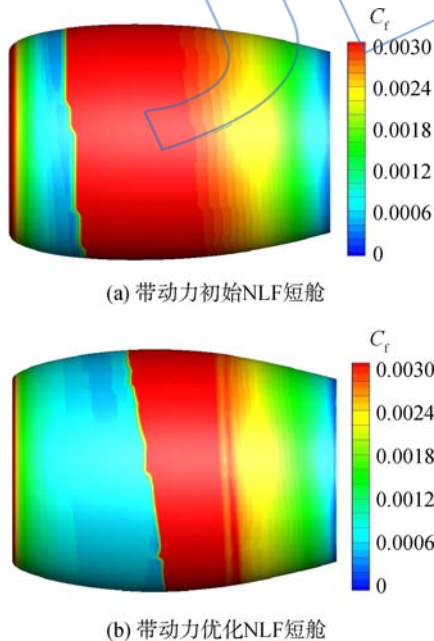


图 14 带动力初始 NLF 短舱和带动力优化 NLF 短舱摩擦阻力系数云图对比

Fig. 14 Comparison of friction coefficient between initial and optimized powered NLF nacelles

与图 9 中通气短舱各周向位置的压强系数相比,图 15 中带动力 NLF 短舱各周向位置的压强系数头部峰值相对更高,导致了顺压梯度减小和层流段的减少.其根本原因在于带动力计算时,由于带动力 NLF 短舱吸入流量给定,与通气短舱流入的流量不同,导致头部驻点位置变化,因此导致了压强系数峰值的变化.

如图 16 所示,通气初始 NLF 短舱与带动力

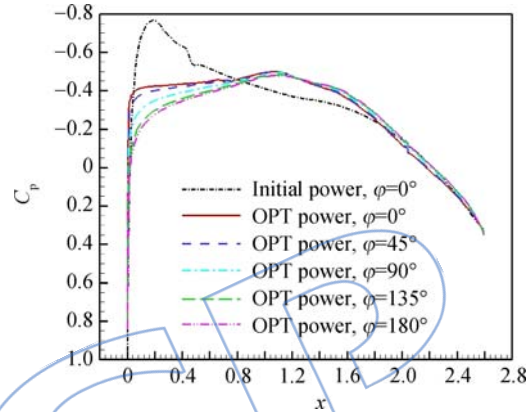


图 15 带动力初始 NLF 短舱与带动力优化 NLF 短舱压强系数对比

Fig. 15 Comparison of pressure coefficient between initial and optimized powered NLF nacelles

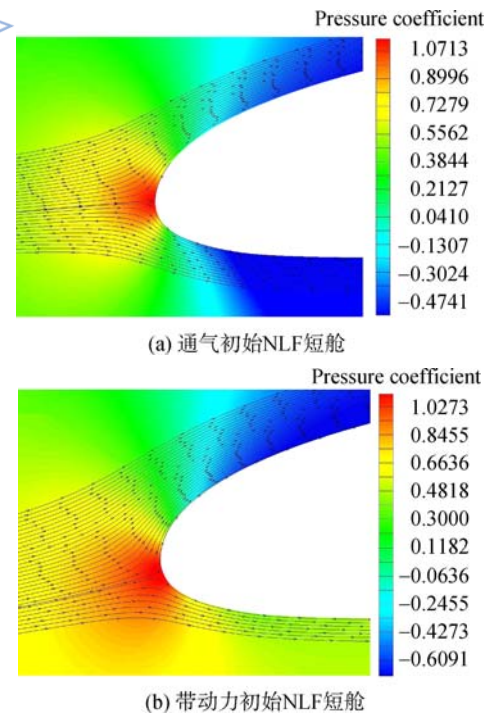


图 16 通气初始短舱与带动力初始短舱压强系数云图与流线对比

Fig. 16 Comparison of pressure coefficient and streamline between initial flow-through nacelle and initial powered nacelle

初始 NLF 短舱的头部压力系数云图和流线对比(两者的剖面形状相同),由图可以看出动力影响使驻点位置下移,使得绕过头部时气流加速更多,导致带动力 NLF 短舱头部峰值更高,顺压梯度减小,因此带动力时的层流段比通气情况下的层流段长度稍短。

5 结 论

本文研究了 EFFD 方法、 $\gamma-\overline{Re}_{\theta t}$ 转换模型等方法,建立了优化设计框架。采用该优化框架分别对单独通气 NLF 短舱和带动力 NLF 短舱进行了优化设计,得到以下结论:

1) EFFD 方法可以有效地实现对短舱剖面的参数化并保证光滑连续。

2) $\gamma-\overline{Re}_{\theta t}$ 转换模型在 NLF 短舱转换模拟中起到了良好效果。优化结果实现了 40% 以上的层流段,表明所建立的优化框架在层流短舱气动设计中具有一定应用价值。

3) 动力影响对短舱周围的流场产生了干扰,使带动力 NLF 短舱的层流段长度稍低于通气短舱。因此在层流短舱设计中动力影响是必须考虑的一个因素。

参考文献:

- [1] LIN Yujing, Robinson T, Riordan D, et al. Implementation of Menter's transition model on an isolated natural laminar flow nacelle[J]. AIAA Journal, 2011, 49(4): 824-835.
- [2] 朱自强, 吴宗成, 丁举春. 层流流动控制技术及应用[J]. 航空学报, 2011, 32(5): 765-784.
ZHU Ziqiang, WU Zongcheng, DING Juchun. Laminar flow control technology and application[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(5): 765-784. (in Chinese)
- [3] Holmes B J, Obara C J, Yip L P. Natural laminar flow experiments on modern airplane surfaces[R]. NASA TP-2256, 1984.
- [4] Younghans J L, Lahti D J. Analytical and experimental studies on natural laminar flow nacelles[R]. AIAA 84-0034, 1984.
- [5] Radespiel R, Horstmann K H, Redeker G. Feasibility study on the design of a laminar flow nacelle[J]. Journal of Aircraft, 1990, 27(11): 959-965.
- [6] Riedel H, Horstmann K H, Ronzheimer A. Aerodynamic design of a natural laminar flow nacelle and the design validation by flight testing[J]. Aerospace Science and Technology, 1998, 2(1): 1-12.
- [7] Medina H, Early J, Riordan D. Influence of surface waviness for laminar flow nacelle applications[R]. San Antonio: 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2009.
- [8] 王修方. 涡扇发动机动力短舱的设计[J]. 民用飞机设计与研究, 1998, 12(1): 30-36.
- WANG Xiufang. Design of turbofan nacelle considering jet effect[J]. Civil Aircraft Design and Research, 1998, 12(1): 30-36. (in Chinese)
- [9] Coquillart S. Extended free-form deformation: a sculpturing tool for 3D geometric modeling[J]. Computer Graphics, 1990, 24(4): 187-196.
- [10] Sederberg T W, Parry S R. Freeform deformation of solid geometric models[J]. Computer Graphics, 1986, 20(4): 151-160.
- [11] 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术[M]. 北京: 科学出版社, 2000.
- [12] Sarakinos S S, Amoiralis E, Nikolos I K. Exploring free-form deformation capabilities in aerodynamic shape parameterization [R]. Belgrade: International Conference on Computer as a Tool, 2005.
- [13] Samareh J A. Aerodynamic shape optimization based on free-form deformation[R]. New York: 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2004.
- [14] 黄江涛, 高正红, 白俊强, 等. 应用 Delaunay 图映射与 FFD 技术的层流翼型气动优化设计[J]. 航空学报, 2012, 33(10): 1817-1826.
HUANG Jiangtao, GAO Zhenghong, BAI Junqiang, et al. Laminar airfoil aerodynamic optimization design based on Delaunay graph mapping and FFD technique [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(10): 1817-1826. (in Chinese)
- [15] Langtry R B. A correlation-based transition model using local variables for unstructured parallelized CFD codes[R]. Stuttgart: Stuttgart University Report, 2006.
- [16] Kennedy J, Eberhart R C. Particle swarm optimization [C]//Proceedings of IEEE International Conference on Neural Networks Perth, WA, Australia: IEEE, 1995: 1942-1948.
- [17] 白俊强, 尹戈玲, 孙智伟. 基于二阶振荡及自然选择的随机权重混合粒子群算法[J]. 控制与决策, 2012, 27(10): 1459-1464, 1470.
BAI Junqiang, YIN Geling, SUN Zhiwei. Random weighted hybrid particle swarm optimization algorithm based on second order oscillation and natural selection[J]. Control and Decision, 2012, 27(10): 1459-1464, 1470. (in Chinese)
- [18] Simpson T W, Mauery T M, Korte J J. Kriging models for global approximation in simulation-based multidisciplinary design optimization [J]. AIAA Journal, 2001, 39(12): 2233-2241.
- [19] Spekrijse S P, Prananta B B, Kok J C. A simple, robust and fast algorithm to compute deformations of multi-block structured grids[R]. NLR-TP-2002-105, 2002.
- [20] 谭兆光, 陈迎春, 李杰, 等. 机体/动力装置一体化分析中的动力影响效应数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1766-1772.
TAN Zhaoguang, CHEN Yingchun, LI Jie, et al. Numerical simulation method for the powered effects in airframe/propulsion integration analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1766-1772. (in Chinese)
- [21] Langtry R B, Menter F R. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes[J]. AIAA Journal, 2009, 47(12): 2894-2906.
- [22] 方开泰. 均匀设计法[M]. 北京: 科学出版社, 1994.