

文章编号: 1000-8055(2023)05-1133-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220809

基于 PARSEC 曲线和遗传算法的自然层流短舱的优化设计

耿 雪, 俞松林, 李程鸿

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘 要: 为提升短舱外罩层流区域面积以降低阻力, 基于 PARSEC(parametric section)曲线的型线参数化方法, 同时采用遗传算法, 以推后短舱外罩转捩位置为优化目标, 对短舱特征型线进行优化。同时, 研究不同来流马赫数下短舱型面优化结果; 对比分析优化前后型面的气动性能与阻力发散特性。结果表明: 优化后短舱型面较优化前在设计点阻力降低 2.25×10^{-3} , 但在高来流马赫数的非设计点工况, 阻力恶化现象较为严重, 导致优化后短舱在较低马赫数即产生阻力发散。

关 键 词: 自然层流 (NFL) 短舱; PARSEC 曲线; 遗传算法; 转捩; 阻力发散特性

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Optimization design of natural laminar flow nacelle based on PARSEC curve and genetic algorithm

GENG Xue, YÜ Songlin, LI Chenghong

(Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China)

Abstract: In order to improve the laminar flow area of the nacelle surface to reduce the drag, the parametric method of the profile based on PARSEC (parametric section) curve and genetic algorithm were used to optimize the nacelle, with its goal to push back the transition position of the nacelle. At the same time, the optimization results of nacelle under different Mach numbers were studied; the aerodynamic performance and drag divergence characteristics of the nacelle before and after optimization were compared and analyzed. The results showed that: the drag at the design point of the optimized nacelle was 2.25×10^{-3} lower than original nacelle, but the drag deterioration was more serious at the off design points of high Mach number, which led to the optimized nacelle drag divergence at lower Mach number.

Keywords: natural laminar flow (NFL) nacelle; PARSEC curve; genetic algorithm; transition; drag divergence characteristics

随着国际社会对环境保护要求提升, 航空减排标准日益严苛, 国际社会对民航客机的性能要求不断提高。同时, 随着经济发展, 大型客机的需求不断增加, 飞机发动机短舱外型面几何尺寸也相应增大, 从而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, 因此研究发动机短舱减阻设计十分必要^[1-6]。在减阻技术中, 层流技术是非常重要的研究方向。短舱表面摩擦阻力是短舱的主要阻力来源之一, 如能在短舱外表面实现一定长度的层流, 将有利于减小短舱的表

收稿日期: 2022-10-23

作者简介: 耿雪(1985—), 女, 工程师, 硕士, 主要从事短舱气动设计方向研究。

引用格式: 耿雪, 俞松林, 李程鸿. 基于 PARSEC 曲线和遗传算法的自然层流短舱的优化设计[J]. 航空动力学报, 2023, 38(5): 1133-1142.

GENG Xue, YÜ Songlin, LI Chenghong. Optimization design of natural laminar flow nacelle based on PARSEC curve and genetic algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(5): 1133-1142.

面摩擦阻力,提高飞机的经济性。对于亚声速飞机,摩擦阻力约占总阻力的 50%;相同雷诺数时,湍流边界层摩擦阻力约为层流边界层摩擦阻力的 10 倍^[3]。由此看来,尽可能延迟转捩的发生,扩大表面层流流动的区域,减小湍流浸润面积,从而减小摩擦阻力,是飞行器流动控制减阻的有效手段。相对于机翼和机身来说,短舱的特征长度小,特征雷诺数小,且无需考虑升力和力矩特性影响,更适合采用自然层流技术进行减阻^[7-10]。

多年来,各国学者针对短舱或机翼的层流设计进行了不懈的研究和探索,积累了一定设计经验。在飞行器层流设计方面,对层流机翼的研究相对来说更早更深入。1945 年美国国家航空咨询委员会(National Advisory Committee for Aeronautics, NACA)发布了 NACA-6 系层流翼型,该系列翼型在许多机型,尤其是战斗机上有成功的应用,显著提高了飞机的速度和航程^[11-12]。

Zhang、Zhao 等^[13-14]通过数值模拟优化设计的研究发现机翼表面顺压梯度范围与机翼层流面积密切相关,且根据压力分布状态成功进行了层流机翼的优化设计。对短舱的层流控制研究也有类似成果,Youngmans^[15]通过试验方法进行了层流短舱的设计。短舱外型面相对于传统短舱,最大厚度位置后移,在轴向弦长的 70% 左右。何雨薇等^[16]针对超临界翼型进行了吸气层流减阻研究,并讨论了不同吸气系数及雷诺数对转捩位置及阻力变化规律的影响。何小龙等^[17]使用基于 Bernstein 基函数的 EFD (extended free-form deformation)法完成了自然层流短舱剖面的参数化,利用基于 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型进行自然转捩预测,结合代理模型和改进的粒子群算法建立了针对短舱气动外形的优化设计框架,优化结果使得短舱外表面实现 48% 的层流,阻力系数比初始通气短舱减小了 0.000 3。

近两年来,中外学者对飞行器层流设计领域热情不减,尤其是中国学者展现了对该领域研究的浓厚兴趣,该方向研究的论文数量明显提升。曹凡等^[18]采用类别形状函数(CST)、结合 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型和遗传算法对短舱进行自然层流优化,优化后在设计点层流面积能够达到 30%。同时,曹凡等^[19]对轴对称短舱自然层流优化及转捩敏感性分析,结果发现转捩位置会随着流量系数和马赫数的增大呈波动状态,敏感性较高。Yao 等^[20]对短舱前缘半径、最大厚度和最大厚度点位置等几何参数进行优化,将短舱表面层流面积从 5.6%

提升至 21.6%。

本文在某短舱型面基础上,对其特征型线进行参数化设计,并对型线特征参数进遗传算法寻优,最终三维包络得到层流面积增大及设计点短舱外罩阻力降低的短舱型面,同时对优化后短舱进行非设计点工况校核,模拟分析其阻力发散特性变化。

1 型线参数化及计算模型

1.1 型线参数化建模

本文短舱气动造型方法以造型截面表面型线旋转进行网格曲面包络,最终形成短舱外型面,如图 1。

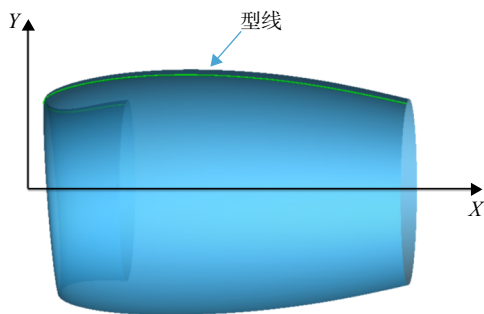


图 1 短舱外型面包络成型

Fig. 1 Envelop of nacelle profile

各引导线型线采用 PARSEC(parametric section)曲线方法进行参数化设计。PARSEC 方法是 Sobieczky^[21]最早提出并给出验证的,用表征翼型外形特性的参数对翼型进行描述。本文采用的曲线造型方法是针对短舱型线特征,提取有关短舱型线的 15 个参数特征,包括:唇口跑道点坐标(X_{hi}, Y_{hi})及上下曲率半径(r_{leup}, r_{lelo})、上型线最大厚度点坐标(X_{up}, Y_{up})及曲率半径(r_{xxup})、短舱尾缘点坐标(X_{te}, Y_{te})及尾缘楔角(θ_{tail})、下型线喉道点坐标(X_{th}, Y_{th})及曲率半径(r_{xxlo})和风扇进口点坐标(X_{fan}, Y_{fan}),参见图 2。型线上其他点的分布特征函数 a_n 为

$$a_n = f(X_{hi}, Y_{hi}, r_{leup}, r_{lelo}, X_{up}, Y_{up}, r_{xxup}, X_{te}, Y_{te}, \theta_{tail}, X_{th}, Y_{th}, r_{xxlo}, X_{fan}, Y_{fan}) \quad (1)$$

其与型线坐标关系如公式(2):

$$Y(X) = \sum_{n=1}^6 a_n X^{n-\frac{1}{2}} \quad (2)$$

对其进行多项式求解,则上下曲线的线性方程如公式(3)和公式(4)^[22]:

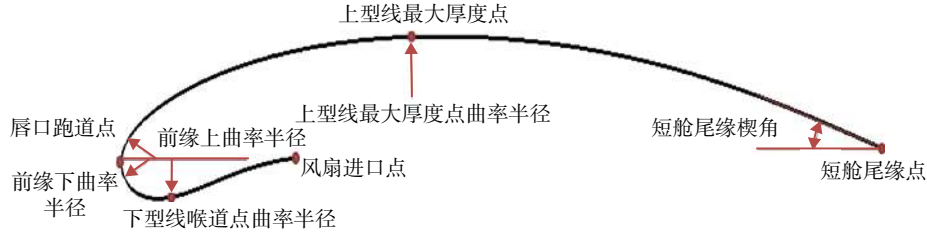


图2 短舱型线参数化造型方法

Fig. 2 Parametric modeling method of nacelle profile

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ X_{te}^{0.5} & X_{te}^{1.5} & X_{te}^{2.5} & X_{te}^{3.5} & X_{te}^{4.5} & X_{te}^{5.5} \\ X_{up}^{0.5} & X_{up}^{1.5} & X_{up}^{2.5} & X_{up}^{3.5} & X_{up}^{4.5} & X_{up}^{5.5} \\ 0.5X_{te}^{0.5} & 1.5X_{te}^{0.5} & 2.5X_{te}^{1.5} & 3.5X_{te}^{2.5} & 4.5X_{te}^{3.5} & 5.5X_{te}^{4.5} \\ X_{up}^{0.5} & 1.5X_{up}^{0.5} & 2.5X_{up}^{1.5} & 3.5X_{up}^{2.5} & 4.5X_{up}^{3.5} & 5.5X_{up}^{4.5} \\ -0.25X_{up}^{-1.5} & 0.75X_{up}^{-0.5} & 3.75X_{up}^{0.5} & 8.75X_{up}^{1.5} & 15.75X_{up}^{2.5} & 24.75X_{up}^{3.5} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \\ a_5 \\ a_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sqrt{2R_{le}} \\ Z_{te} + 0.5\Delta Z_{te} \\ Z_{up} \\ \tan \theta \\ 0 \\ Z_{xxup} \end{pmatrix} \quad (3)$$

$\xleftarrow{V_{up}} \quad \xleftarrow{B_{up}}$

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ X_{te}^{0.5} & X_{te}^{1.5} & X_{te}^{2.5} & X_{te}^{3.5} & X_{te}^{4.5} & X_{te}^{5.5} \\ X_{lo}^{0.5} & X_{lo}^{1.5} & X_{lo}^{2.5} & X_{lo}^{3.5} & X_{lo}^{4.5} & X_{lo}^{5.5} \\ 0.5X_{te}^{0.5} & 1.5X_{te}^{0.5} & 2.5X_{te}^{1.5} & 3.5X_{te}^{2.5} & 4.5X_{te}^{3.5} & 5.5X_{te}^{4.5} \\ X_{lo}^{0.5} & 1.5X_{lo}^{0.5} & 2.5X_{lo}^{1.5} & 3.5X_{lo}^{2.5} & 4.5X_{lo}^{3.5} & 5.5X_{lo}^{4.5} \\ -0.25X_{lo}^{-1.5} & 0.75X_{lo}^{-0.5} & 3.75X_{lo}^{0.5} & 8.75X_{lo}^{1.5} & 15.75X_{lo}^{2.5} & 24.75X_{lo}^{3.5} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ b_4 \\ b_5 \\ b_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sqrt{2R_{le}} \\ Z_{te} - 0.5\Delta Z_{te} \\ Z_{lo} \\ \tan \theta \\ 0 \\ Z_{xxlo} \end{pmatrix} \quad (4)$$

$\xleftarrow{V_{lo}} \quad \xleftarrow{B_{lo}}$

式中 R_{le} 为前缘相对于弦长的无量纲曲率半径, Z_{te} 为尾缘相对于弦长的无量纲高度, Z_{up} 、 Z_{lo} 分别为上型线最大厚度点和下型线喉道点无量纲高度, Z_{xxup} 、 Z_{xxlo} 分别为上型线最大厚度点和下型线喉道点处曲率。

上下型线多项式系数为

$$V_{up} = A_{up}^{-1} B_{up} \quad (5)$$

$$V_{lo} = A_{lo}^{-1} B_{lo} \quad (6)$$

1.2 计算模型及网格

为尽量减少网格数量并保证进口流场均匀,本文计算流体域前端采用机翼模拟计算常用的半球形流域,其半径为10倍短舱当量直径,后端采用圆柱状流域,长度20倍短舱当量直径。计算模型采用结构化网格划分,为保证准确捕捉流场转换,控制短舱模型表面边界层 y^+ 在0.1左右,第一层网格高度 1×10^{-5} m,边界层到远场膨胀比1.1,网格质量0.7以上,网格节点数约1 240万。计算模型的block及网格划分结果如图3所示。

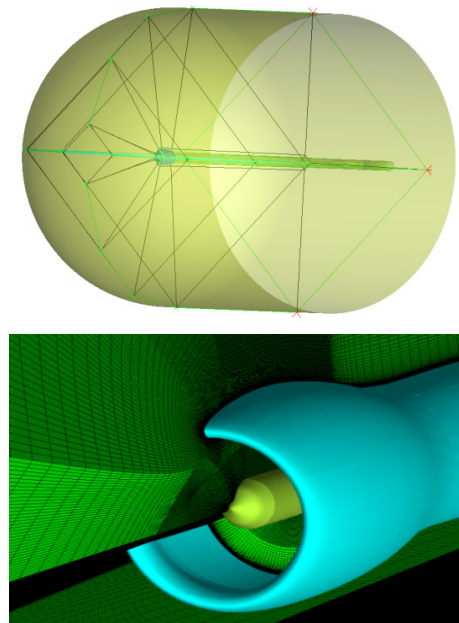


图3 短舱计算模型 block 及网格划分

Fig. 3 Block and grid division of nacelle calculation model

2 计算方法与优化策略

计算流域远场设定为压力远场, 给定压力、温度和马赫数, 短舱型面和风扇锥表面设为无滑移固壁, 出口设为压力出口, 控制流量满足设计要求。计算采用 FLUENT16.0, 密度基求解器, 离散方程为二阶迎风格式, 转捩模型采用 γ - Re_θ 模型。该模型在 $k\omega$ -SST (shear stress transfer) 湍流模型的基础上加入了间歇因子 γ 输运方程和转捩起始动量厚度雷诺数 Re_{θ_i} 输运方程进行耦合, 构建四方程转捩预测模型, 实现对低速状态的转捩分

$$Re_{\theta_i} = \begin{cases} \left(1173.51 - 589.428T_u + \frac{0.2196}{2T_u^2}\right) F(\lambda_\theta) & T_u \leq 1.3 \\ 331.5(T_u - 0.5658)^{-0.671} F(\lambda_\theta) & T_u \geq 1.3 \end{cases} \quad (8)$$

其中 T_u 为湍流强度, λ_θ 为压力梯度, θ 为自由流速度。

本文仿真计算中使用 γ - Re_θ 转捩模型的参数设置参考波音首席专家 Spalart 推荐数值^[27]: $k = 1 \times 10^{-4} U^2$; $\omega = 5U/c$, c 为短舱轴向长度, U 为来流速度。

为了验证本文所采用短舱转捩模拟计算的准确性, 针对 NFL(1)-0416 层流翼型进行验证。远场来流条件: 马赫数 0.3, 来流攻角 2.03° , 雷诺数为 4×10^6 。计算网格数 300×440 , 近壁面第一层网格高度 1×10^{-5} m, 边界层 y^+ 在 0.1 左右(见图 4)。通过表 1 数据对比发现, 本文模拟结果与风洞试验数据^[28,18] 和 Lee 等的计算结果^[29] 基本一致, 从而证明本文所采用的计算方法能够准确模拟表面转捩情况。上下翼型间歇因子 intermittency 的变化模拟情况参见图 4。图中 x 为轴向坐标, C 为翼型弦长。

本文以某短舱的 PARSEC 型线为基础, 不改变唇口跑道和风扇进口、短舱尾缘位置, 以延长层流区域长度并实现设计点减阻为目的, 对其 0° 、 45° 、 90° 、 135° 和 180° 五条型线进行优化。在型线参数上保持唇口跑道点坐标 (X_{hi}, Y_{hi}) 、短舱尾缘点坐标 (X_{le}, Y_{le}) 及尾楔角 (θ_{tail}) 、风扇进口点坐标 (X_{fan}, Y_{fan}) 及下纵线相关参数不变, 采用遗传算法对上型线曲率半径 r_{leup} 、最大厚度点坐标 X_{up} 、 Y_{up} 及最大厚度位置曲率半径 r_{xxup} 进行寻优。

层流短舱型面优化设计过程如图 5 所示, 首先进行短舱二维特征型线优化, 优化过程基于遗传算法寻优。遗传算法 (genetic algorithm, GA) 是一种全局搜索算法, 由美国 Michigan 大学的 Holland 在 1975 年首先提出^[30], 其借鉴生物遗传进化思想, 在初始种群基础上, 进行选择、交叉和变异,

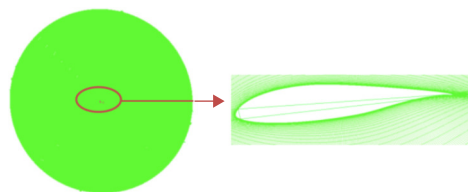
析^[23-26]。间歇因子 γ 输运方程通过控制边界层内湍动能生成项来触发和控制转捩过程; 转捩起始动量厚度雷诺数 Re_{θ_i} 输运方程, 用以保证所建立的模型方程中不含显式的非当地量, 并可结合大量转捩试验得到的经验关系式, 实现转捩的更准确模拟。间歇因子 γ 输运方程表达式为

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_i \gamma)}{\partial x_i} = P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_i} \right] \quad (7)$$

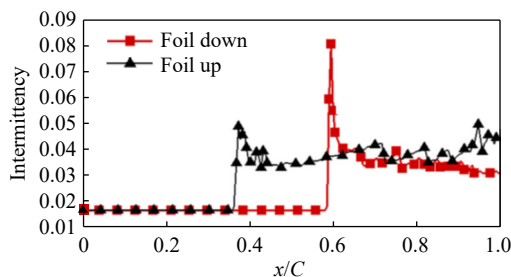
转捩起始动量厚度雷诺数 Re_{θ_i} 输运方程表达式为

当适应度达到期望时, 输出最优解。对二维型线优化结果进行数值分析, 并进行三维短舱包络的数值仿真验证, 最终确定优化结果。

遗传算法初始种群数量为 1 000, 优化目标为设计点工况转捩位置, 遗传最大代数 200, 交叉



(a) 计算网格划分(ICEM)



(b) 转捩计算结果

图 4 NFL(1)-0416 层流翼型转捩模拟网格划分及计算结果
Fig. 4 NFL (1)-0416 simulation grid division and calculation results of laminar airfoil transition

表 1 NFL (1) -0416 层流翼型模拟与试验结果对比
Table 1 Comparison between simulation and test results of NFL (1) -0416 laminar airfoil

类别	上表面转捩位置 (x_{up}/C)	下表面转捩位置 (x_{lo}/C)
风洞试验值 ^[28]	0.35	0.6
Lee 等计算结果 ^[29]	0.348	0.587
本文计算结果	0.362	0.586

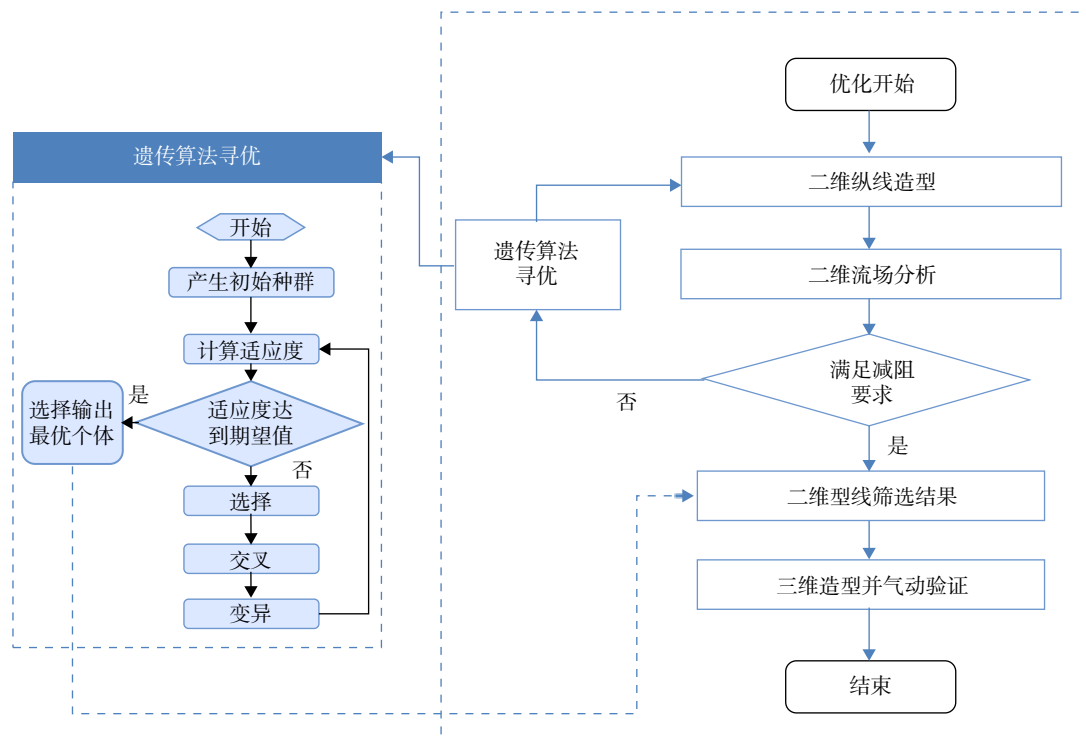


图5 层流短舱型面优化设计方法

Fig. 5 Optimization design method of laminar flow nacelle profile

概率为 0.6, 变异概率为 0.02。为减少病态型线及降低非设计点气动性能恶化风险, 参照设计经验, 型线参数优化限制为: r_{leup} : 20 ~ 110, X_{up} : 700 ~ 1 400, Y_{up} : 1 750 ~ 1 875, r_{xxup} : 7 000 ~ 12 000。

3 优化结果及分析

巡航设计点 $Ma \approx 0.81$, 来流攻角为 4° , 雷诺数为 2.1×10^7 。图 6 为设计点工况下对型线优化过程中的种群分布, 可以看出, 随遗传代数增多, 种群分布不断朝向延迟转捩方向进化, 当遗传代数达到 160 代后, 种群分布集中在转捩位置 35% 弦长处, 此时可以认为遗传算法优化收敛。图中 X_{trans} 为转捩点坐标。

图 7 为短舱特征型线优化前后几何差异对比, 主要型线参数变化见表 2。优化后, 型线前缘半径增大, 最大厚度位置略有后移, 最大厚度略有增加, 最大厚度位置曲率半径有较大幅度增加。图 8、图 9 分别为优化前后短舱转捩结果与各型线压力分布对比, 分析可见: 优化后层流短舱的表面压力分布特点为在前缘保持一定范围的顺压区, 以弱激波结束顺压形态。短舱前缘顺压梯度范围扩大, 前缘吸力峰减弱, 冲击波强度减弱, 从而延长了前缘的层流区域长度。图中 θ_{tail} 为短舱尾缘楔角, C_p 为压力系数。

对短舱外罩阻力进行计算, 优化后短舱前缘

层流区域达到 30% 弦长。在巡航点短舱外罩阻力优化为 16.14×10^{-3} , 优化后为 13.89×10^{-3} , 优化后阻力减少 2.25×10^{-3} 。对比优化前后变化可见, 前缘半径增大, 有助于将基础型线前缘的高声速

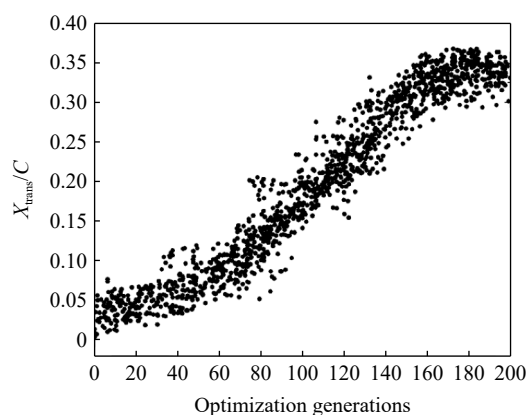


图6 设计点优化种群分布

Fig. 6 Optimized population distribution at design point

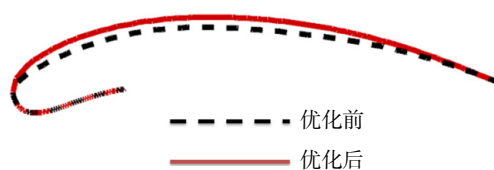


图7 短舱特征型线优化前后几何对比

Fig. 7 Comparison of geometry before and after optimization of nacelle characteristic profile

表 2 短舱特征型线优化前后主要型线参数对比

Table 2 Comparison of main profile parameters before and after optimization

优化特征参数	优化前	优化后
r_{leup}	34	86
r_{xxup}	8 916	10 600
X_{up}	890	1 002
Y_{up}	1 800	1867

区强度减弱,前缘半径在一定范围内增大,同时进行最大厚度位置及曲率变化的配合寻优,能够使得短舱前缘保持一定长度的顺压梯度,从而延长外罩层流流动范围,推迟转捩发生。对其进行深入机理分析,具体如下:

1) 上型线曲率半径 r_{leup} 。当 r_{leup} 较小时,短舱前缘存在加速区,随着 r_{leup} 的增加到一定数值(本算例为 86),前缘加速区消失,前缘压力分布更平滑,如图 10。对应型线的转捩情况,随着上型线曲率半径 r_{leup} 增大,转捩位置推迟,直至增大到前缘加速区消失,转捩位置不再对 r_{leup} 增加保持敏感, r_{leup} 继续增加对转捩位置影响不大。

2) 最大厚度位置曲率半径 r_{xxup} 。由图 11 所见,随着最大厚度位置曲率半径 r_{xxup} 增加,前缘顺压梯度增强,有利于保持层流状态,但弱激波位置也会随之提前,从而导致转捩提前。综合作用下,型线转捩随最大厚度位置曲率半径 r_{xxup} 增大先推迟后前移。

3) 最大厚度点轴向坐标。由图 12 可见,在寻优范围内,随着最大厚度点轴向坐标 X_{up} 后移,短舱前缘的顺压梯度有所增强,且弱激波位置推后,从而在寻优范围内最大厚度点轴向坐标 X_{up} 后移有利于维持层流状态。改变最大厚度点轴向坐标 X_{up} 位置对延长短舱层流长度有较明显作用,但 X_{up} 变化对型线几何形态影响较大,过于靠后容易产生病态型线,同时需要配合其他几何参数综合确定最优选值。

4) 最大厚度点径向坐标 Y_{up} 。由于短舱包络硬点、机翼安装位置和离地高度等要求限制,最大厚度点径向坐标 Y_{up} 可优化范围较为受限。由图 13 可见,在寻优范围内,随着最大厚度点径向坐标 Y_{up} 后移,短舱前缘的顺压梯度增强,但弱激波位置也明显前移,综合作用下,型线转捩随最大厚度点径向坐标 Y_{up} 增大先前移后推迟。

层流短舱型面设计及压力分布特点有利于层流流动的保持,推迟转捩的发生,可以有效地减

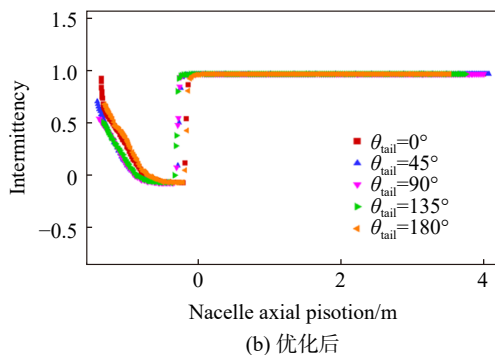
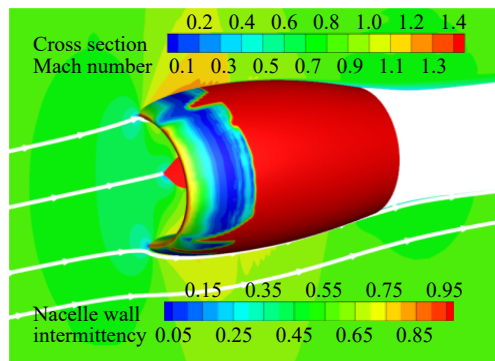
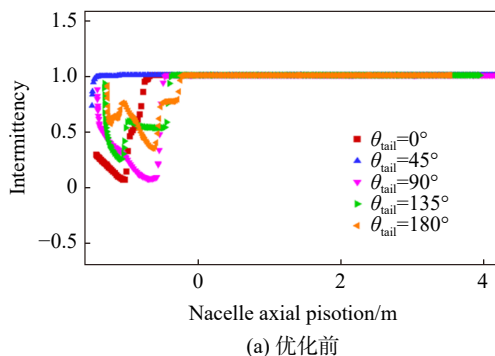
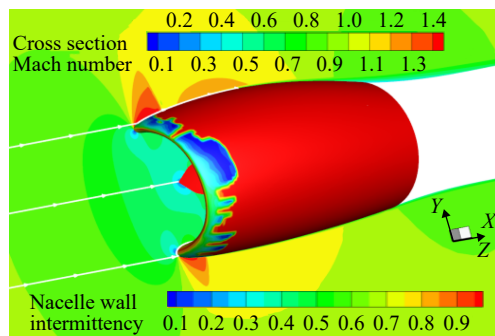
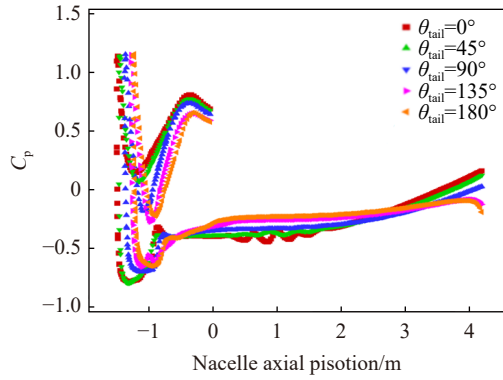


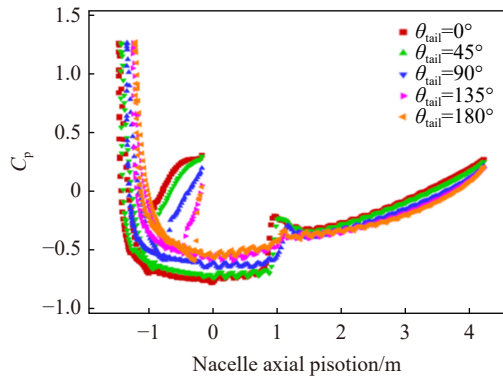
图 8 优化前后短舱转捩情况对比

Fig. 8 Comparison of nacelle transition before and after optimization

少摩擦阻力,使层流型面在弦向流向上存在大范围的顺压梯度,但由于在型面后部需要压力恢复,可能产生强激波,导致激波阻力上升。层流型面对设计点比较敏感,在非设计点状态,型面的减阻效果可能不佳,达不到理想效果。因此,层



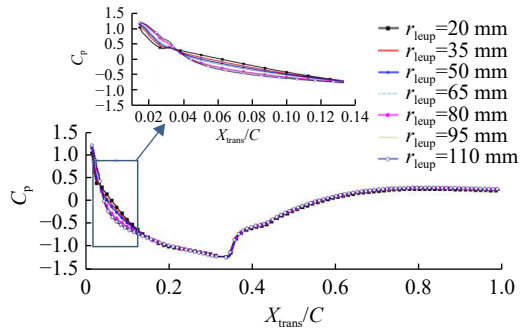
(a) 优化前



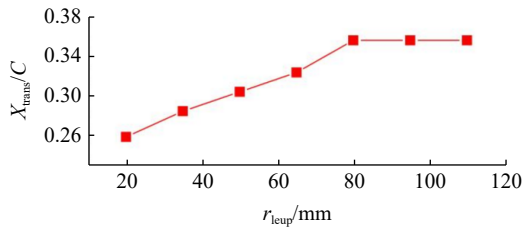
(b) 优化后

图9 优化前后短舱各型线压力分布对比

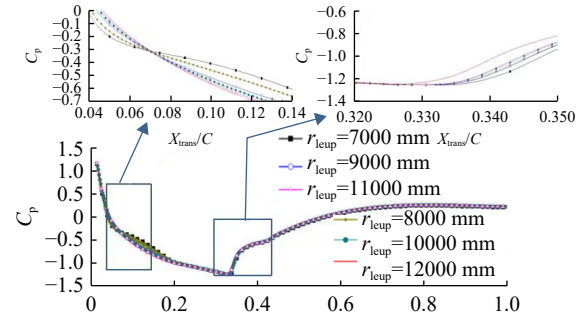
Fig. 9 Comparison of pressure distribution of nacelle profiles before and after optimization



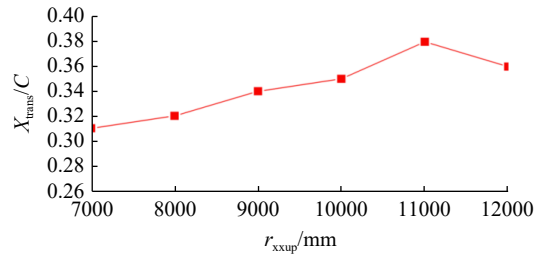
(a) 压力分布



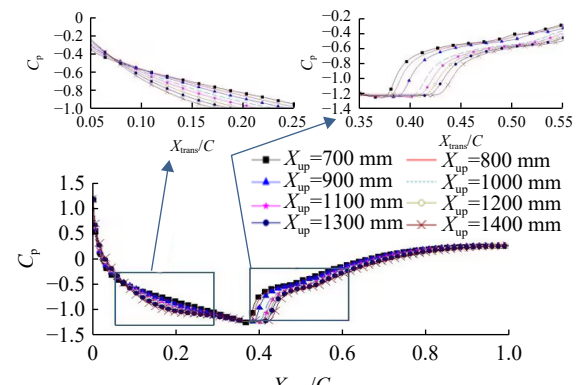
(b) 转捩位置

图10 不同上型线曲率半径 r_{leup} 的短舱特征型线压力分布及转捩位置情况Fig. 10 Pressure distribution and transition position of nacelle characteristic profile with different curvature radius of upper profile r_{leup} 

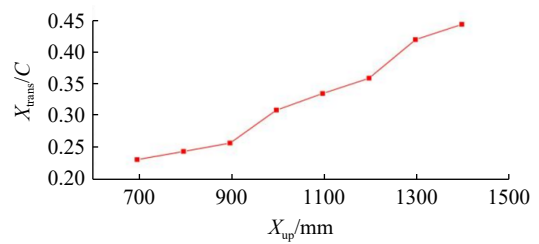
(a) 压力分布



(b) 转捩位置

图11 不同最大厚度位置曲率半径 r_{xxup} 的短舱特征型线压力分布情况Fig. 11 Pressure distribution and transition position of nacelle characteristic profile with different curvature radius of maximum thickness point (r_{xxup})

(a) 压力分布



(b) 转捩位置

图12 不同最大厚度点轴向坐标 X_{up} 的短舱特征型线压力分布情况Fig. 12 Pressure distribution of nacelle characteristic profile at axial coordinates X_{up} of different maximum thickness points

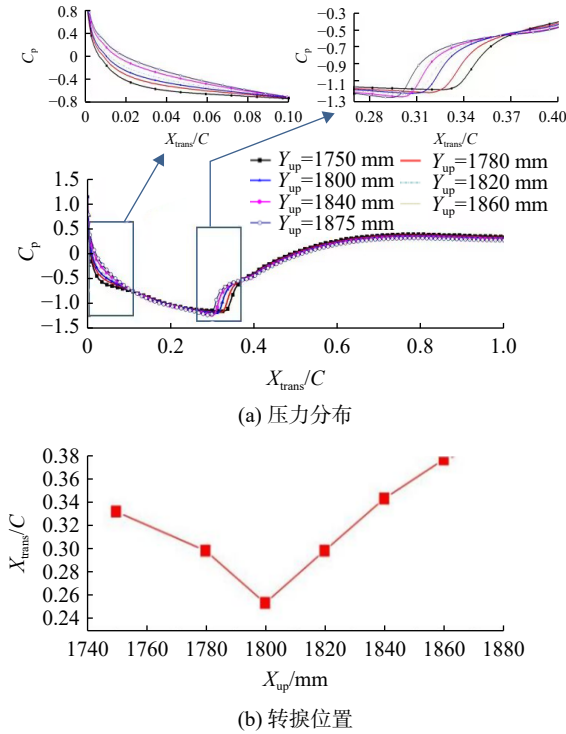


图13 不同最大厚度点径向坐标 Y_{up} 的短舱特征型线压力分布情况

Fig. 13 Pressure distribution of nacelle characteristic profile at radial coordinates Y_{up} of different maximum thickness points

流短舱型面设计需要考虑验证其在非设计点工作状态的减阻效果^[31-32]。

图14为各来流马赫数(Ma)下优化型面与基础型面的阻力发散特性对比。结果表明:优化后短舱外罩阻力总体低于优化前,证明型面层流优化减阻具有一定效果;但同时,随着来流马赫数增加,层流优化短舱的气动阻力性能恶化较快,导致阻力较优化前提前发散。图中 C_d 为阻力系数, b 为baseline数值。

对层流优化后的短舱仿真计算马赫数云图

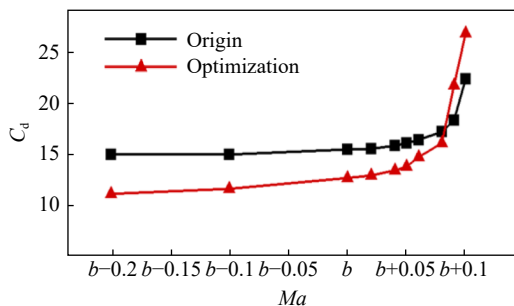


图14 优化前后短舱阻力发散特性对比

Fig. 14 Comparison of drag divergence characteristics of nacelle before and after optimization

(图15)情况进行分析,可以发现,对于层流短舱,在设计点流速在型面中点附近达到最大值,如果马赫数稍有增加,则超声速区域迅速扩大,产生较强激波,导致激波和型面相交处气流分离,从而导致阻力突增发散。分析来流马赫数增加后的表面型线理想马赫数分布情况(见图16),可以发现来流马赫数增加,有助于保持前缘的顺压梯度状态,从而保持表面层流流动。在马赫数增加时,

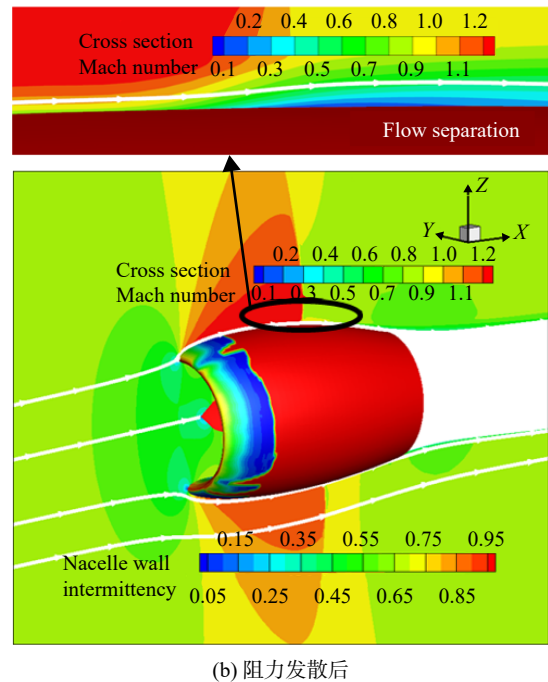
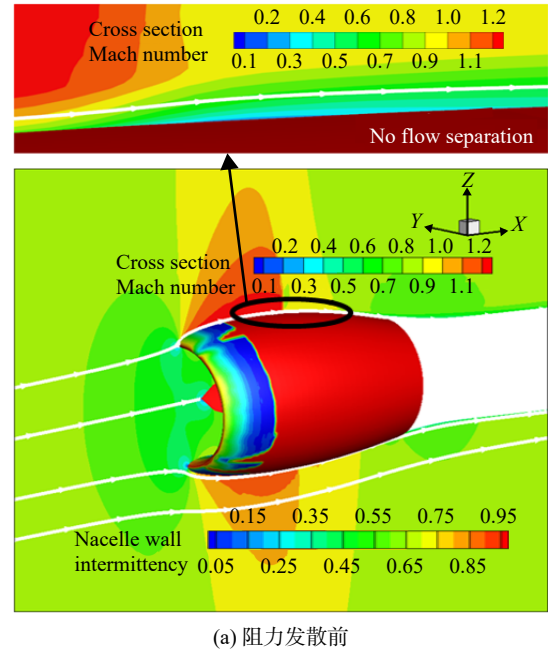


图15 层流优化短舱在阻力发散前后理想马赫数及转捩情况对比

Fig. 15 Comparison of ideal Mach number and transition position of NFL nacelle before and after drag divergence

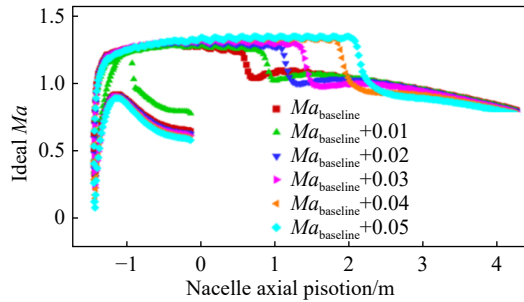


图 16 层流优化短舱在不同来流马赫数下表面理想马赫数情况对比

Fig. 16 Comparison of ideal Mach number on the laminar flow optimization nacelle at different inflow Mach numbers

虽然阻力增加较快,但短舱外罩层流面积区域变化不大。

4 结 论

本文以某短舱为基础,基于 PARSEC 方法对短舱特征型线进行参数化设计,并采用遗传算法,以降低短舱外罩阻力和延迟转捩为优化目标,对短舱特征型线进行优化。主要结论如下:

1) 层流优化后短舱型线前缘半径增大,最大厚度位置略有后移,最大厚度略有增加,最大厚度位置曲率半径有较大幅度增加。

2) 对型线特征参数变化进行分析可知:随着上型线曲率半径 r_{leup} 增大,转捩位置推迟,直至增大到前缘加速区消失,转捩位置不再对 r_{leup} 增加保持敏感, r_{leup} 继续增加对转捩位置影响不大;随最大厚度位置曲率半径 r_{xxup} 增大型线转捩先推迟后前移;随着最大厚度点轴向坐标 X_{up} 增大,型线转捩位置推迟,且该参数对延迟转捩的作用较为明显;随最大厚度点径向坐标 Y_{up} 增大型线转捩先后移后推迟。

3) 优化后短舱前缘层流区域总体达到 30% 弦长,同时层流减阻效果明显,优化后短舱型面较优化前在设计点阻力降低 2.25×10^{-3} 。

4) 非设计点状态对层流短舱的气动性能影响更大,来流马赫数增大时,层流优化型面在马赫数较小时发生外罩气流分离,导致阻力发散,层流优化可能对短舱阻力发散特性带来不利影响,在层流短舱设计中需要考虑非设计点阻力性能平衡问题。

参考文献:

[1] 袁吉森,孙爵,李玲玉,等.超声速飞机层流布局设计与评估技术进展[J].航空学报,2022,43(9):63-98.
YUAN Jisen, SUN Jue, LI Lingyu, et al. Progress of sloersonic

aircraft laminar flow layout design and evaluation technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 63-98. (in Chinese)

[2] SHI Y, MADER C A, HE S, et al. National laminar flow airfoil optimization design using a discrete adjoint approach[J]. AIAA Journal, 2020, 58(1): 4702-4722.

[3] CARPENTER P W, LUCEY A D. Progress on the use of compliant walls for laminar flow control[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(3): 504-512.

[4] JOSLIN R D. Aircraft laminar flow control[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1998, 30: 1-29.

[5] 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)

[6] 李权,段卓毅,张彦军,等.民用飞机自然层流机翼研究进展[J].航空工程进展,2013,4(4):399-406.
LI Quan, DUAN Zhuoyi, ZHANG Yanjun, et al. Progress in research on natural laminar wing for civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(4): 399-406. (in Chinese)

[7] 王一雯,兰夏毓,史亚云,等.考虑吸气影响的层流翼型梯度优化设计研究[J].航空学报,2022,43(11):383-400.
WANG Yiwen, LAN Xiayu, SHI Yayun, et al. Optimization design for LFC airfoil based on discrete adjoint method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(11): 383-400. (in Chinese)

[8] 丁玉临,韩忠华,乔建领,等.超声速民机总体气动布局设计关键技术研究进展[J].航空学报,2022,43(9):20-46.
DING Yulin, HAN Zhonghua, QIAO Jianling, et al. Research progress of key technologies for conceptual aerodynamic configuration design of sloersonic transport aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 20-46. (in Chinese)

[9] RIEDEL H, HORSTMANN K H, RONZHEIMER A, et al. 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.

[10] NICHLOS D A, VUKASINOVIC B, GLEZER A, et al. Fluidic control of nacelle inlet flow in crosswind[R]. AIAA 2020-2955, 2020.

[11] JOSLIN R D. Overview of laminar flow control[R]. NASA/TP-1998-208705, 1998.

[12] GREEN J E. Laminar flow control-back to the future[R]. AIAA 2008-3738, 2008.

[13] ZHANG Y, FANG X, CHEN H, et al. Sloercritical natural laminar flow airfoil optimization for regional aircraft wing design[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 43: 152-164.

[14] ZHAO T, ZHANG Y F, CHEN H X. Multi-objective aerodynamic optimization of sloercritical wing with substantial pressure constraints[R]. AIAA 2015-0763, 2015.

[15] YANGHANS J L. Experimental study on natural laminar flow nacelles[R]. AIAA-84-0034, 1984.

[16] 何雨薇,刘沛清,段会申,等.超临界翼型吸气层流减阻控制数值研究[J].航空动力学报,2010,25(11):2444-2449.
HE Yuwei, LIU Peiqing, DUAN Huishen, et al. Numerical investigation of the laminar and drag-reduction control by using suction technology on a sloercritical airfoil[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11): 2444-2449. (in Chinese)

[17] 何小龙,白俊强,夏露,等.基于 EFFT 方法的自然层流短舱

- 优化设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2310-2320.
- HE Xiaolong, BAI Junqiang, XIA Lu, et al. Natural laminar flow nacelle optimization design base on EFD method[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2310-2320. (in Chinese)
- [18] 曹凡, 胡晓, 张美芳, 等. 高雷诺数下跨声速自然层流短舱优化设计[J]. 航空动力学报, 2021, 36(8): 1730-1739.
- CAO Fan, HU Xiao, ZHANG Meifang, et al. Transonic natural laminar flow nacelle optimization design at high Reynolds number [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(8): 1730-1739. (in Chinese)
- [19] 曹凡, 张美芳, 胡晓, 等. 轴对称短舱自然层流优化及转捩敏感性分析[J]. 航空学报, 2022, 43(11): 401-413.
- CAO Fan, ZHANG Meifang, HU Xiao, et al. Natural laminar flow optimization and transition sensitivity analysis of axisymmetric nacelle[J]. Acta Aeronautica et Astronaut Sinica, 2022, 43(11): 401-413. (in Chinese)
- [20] YAO Yuan, MA Dongli, YANG Muqing, et al. Adaptive-surrogate-based robust optimization of transonic natural laminar flow nacelle [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(10): 36-52.
- [21] SOBIECZKY H. Parametric airfoils and wings[M]. Wien: Wien Springer, 1999.
- [22] 张启鹏. 超临界自然层流翼型优化方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- ZHANG Qipeng. Optimization methods for supercritical natural laminar airfoils[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [23] LANGTRY R B. A correlation based transition model using local variables for unstructured parallelized CFD codes[D]. Stuttgart: University Stuttgart, 2006.
- [24] LIN Y, ROBINSON T, EARLY J, et al. Implementation of Menter's transition model on an isolated natural laminar flow nacelle[J]. AIAA Journal, 2011, 49(4): 824-835.
- [25] LANGTRY R B. A correlation-based transition model using local variables for unstructured parallelized CFD codes[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3): 424-434.
- [26] RIVERS M B, DITTBERNER A. Experimental Investigation of the NASA Common Research Model[J]. Journal of aircraft, 2019, 51(4): 1183-1193.
- [27] SPALART P R, RUNNY C L. Effective inflow conditons for turbulence models in aerodynamic calculation[J]. AIAA Journal, 2007, 45(10): 2544-2553.
- [28] SOMERS D M. Design and experimental results for a natural laminar flow airfoil for general aviation applications[R]. NASA Technical Paper 1861, 1981.
- [29] LEE J, JAMESON A. Natural laminar flow airfoil and wing design by adjoint method and automatic transition prediction[R]. AIAA-2009- 3514, 2009.
- [30] HOLLAND J H. Adaptation in natural and artificial systems[M]. Ann Arbor, US: University of Michigan Press, 1975.
- [31] 赵欢. 基于代理模型的高效气动优化与气动稳健设计方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2020.
- ZHAO Huan. Research on surrogate-based efficient aerodynamic optimization and robust aerodynamic design method[D]. Xi'an: Northwestern Poly technical University, 2020. (in Chinese)
- [32] 戴嘉. 超临界自然层流翼型鲁棒优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- DAI Jia. Robust optimization of sloercritical natural laminar flow airfoils[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)