

高雷诺数下跨声速自然层流短舱优化设计

曹凡, 胡晓, 张美芳, 唐智礼

(南京航空航天大学 航空学院)

非定常空气动力学与流动控制工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

摘要: 为解决高雷诺数下大涵道比发动机自然层流短舱高维优化设计问题,提取短舱3个基准面实现轴对称自然层流优化设计。通过获得较大范围层流区域,从而降低短舱表面摩擦阻力。采用类别形状函数(CST)参数化、 $\gamma-\overline{Re_{\theta}}$ 转捩模型和遗传算法建立自然层流(NLF)短舱自动优化流程。表明通过优化短舱基准面建立三维NLF短舱设计方法的可行性。进而通过CATIA二次开发构建三维非轴对称NLF短舱,解决了基准面优化后大量数据点的高效导入和曲面生成问题。针对设计的非轴对称NLF短舱,进行了设计点附近迎角、侧滑角、来流马赫数以及湍流度的转捩敏感性分析。结果表明:跨声速状态下,迎角增大层流范围减小;来流马赫数增大层流范围扩大;侧滑角和湍流度对层流范围影响很小。

关键词: 自然层流短舱; 气动外形优化; CST参数化; 转捩预测; 转捩敏感性分析

中图分类号: V221.3

文献标志码: A

Transonic natural laminar flow nacelle optimization design at high Reynolds number

CAO Fan, HU Xiao, ZHANG Meifang, TANG Zhili

(Key Laboratory of Unsteady Aerodynamics and Flow Control of Ministry of Industry and Information Technology, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To solve the problem of high-dimensional optimization design of laminar flow nacelle with large bypass ratio under high Reynolds number, three datum planes of nacelle were extracted to realize the optimal design of axisymmetric natural laminar flow. A wide range of laminar flow was obtained to reduce the surface friction resistance of the nacelle. An optimization system for the natural laminar flow (NLF) nacelle was established in combination with class and shape transformation (CST) parameterization, $\gamma-\overline{Re_{\theta}}$ transition model and the genetic algorithm. It showed the feasibility of establishing a three-dimensional NLF nacelle design method by optimizing the nacelle datum plane. Then, a three-dimensional non-axisymmetric NLF nacelle was constructed through the secondary development of CATIA, which solved the problem of efficiently importing a large number of data points and surface generation after the datum plane optimization. For the designed three-dimensional non-axisymmetric NLF nacelle, a transition sensitivity analysis

收稿日期: 2020-10-30

基金项目: 国家自然科学基金(NSFC-12032011, 11772154); 中央高校基本科研专项资金(NP2020102); 江苏高校优势学科建设工程资助项目(PAPD)

作者简介: 曹凡(1990—),男,博士生,主要从事飞行器多学科优化设计研究

引用格式: 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): 1729-1739. 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): 1729-1739.

sis of the angle of attack, sideslip angle, incoming Mach number, and turbulence intensity near the design point was conducted. The results showed that: under the condition of transonic speed, the laminar flow range decreased with the increase of the angle of attack; the laminar flow range increased with the increase of incoming Mach number; the sideslip angle and turbulence intensity had little effect on the laminar flow range.

Key words: natural laminar flow nacelle; aerodynamic shape optimization;

CST parameterization; transition prediction; transition sensitivity analysis

大涵道比发动机是目前全世界民用客机的主要动力引擎,具有噪声低、燃油效率高、使用寿命长等优点,能提供出色的推质比,在航空运输领域占据主导地位。一般短舱阻力占飞机总阻力的5%左右,而大涵道比发动机短舱由于几何尺寸的增大使其在全机总阻力中所占比重不断增大。巡航状态下,短舱表面的流动分为层流和湍流两种,湍流的摩擦阻力远高于层流的摩擦阻力。因此若能在短舱外表面实现较大范围的层流覆盖,能够有效降低摩擦阻力,节约燃油。自然层流(NLF)技术应运而生,其主要针对机翼、短舱等几何外形进行层流优化设计,从而达到减阻的目的,例如Boeing787率先采用了经过NLF技术设计的短舱^[1]。该技术利用设计合理的压力分布,以达到减弱前缘吸力峰带来的逆压梯度,尽可能增大顺压梯度区域,推迟转捩发生^[2-3]。与机翼相比,发动机短舱主要提供推力,对力矩、升力系数等气动性能上的要求较少,且较小的下垂角(5°左右)使得短舱不受附着线转捩与横流不稳定性问题的困扰,因此开展大涵道比发动机短舱层流优化设计的可行性较高。

针对短舱的减阻研究,早在1984年,美国NASA兰利研究中心对短舱表面的层流控制进行了若干飞行模拟及风洞实验,同时Younghans和Lahti验证了经层流设计的单独短舱与翼吊短舱可实现其外表面大范围的层流覆盖^[4]。1998年Riedel等^[5]介绍了NLF短舱的气动设计方法,飞行实验验证表明NLF短舱层流段长度达到60%。国内西北工业大学白俊强课题组较早地开展层流短舱的研究,对三维轴对称短舱开展了来流马赫数为0.76下的层流优化设计,并基于双 e^N 方法研究了影响CRM(common research model)短舱转捩的影响因素^[6-7]。另外,2017年中国航空发动机集团有限公司Zhong等^[8]通过参数化方法利用NURBS(non-uniform rational B-splines)曲面生成三维短舱模型,并将自适应模拟退火算法应用到

短舱层流设计中。2019年复旦大学Wang等^[9]基于差分进化算法对跨声速层流短舱进行气动优化,使得层流范围增加16.64%。同年,杜玺等^[10]针对设计的NLF短舱在德国ETW(European Transonic Wind)进行了对比验证,结果表明低雷诺数下转捩预测结果吻合较好,而高雷诺数下转捩提前发生,与CFD结果差别明显。综上,低雷诺数下黏性比较大,外来扰动容易被抵抗,而高雷诺数下,黏性无法抵抗外部扰动,层流极易发展成湍流。因此,高雷诺数下保持数值计算和风洞实验的准确度都较为困难。本文在控制温度不变的情况下,基于短舱大涵道比的优势,成功对跨声速高雷诺数状态的短舱进行了数值模拟。

NLF短舱设计离不开精确的气动外形参数化和层流转捩预测方法^[11-12]。CST(形状类别变换函数)是由波音工程师Kulfan提出的一种先进飞行器参数化设计方法^[13-14],具有高精度、良好鲁棒性和设计参数少等特点,不仅能对翼型参数化,还能应用在短舱、机身等领域。在转捩预测方面,工程应用中主要有三种^[15]:基于线性稳定性理论 e^N 方法^[16]、基于流场当地变量的 $\gamma-\overline{Re_{\theta t}}$ 模型^[17-18]和基于动模态分解(DMD)/ e^N 方法^[19]。 $\gamma-\overline{Re_{\theta t}}$ 模型完全基于流场当地变量,使得转捩预测与流场结构直接相关,能对多种形式的转捩进行判断,方便快捷,更加适应现代CFD计算技术的需要。本文在保证短舱内型线不变的基础上,采用CST方法对基准型面进行了参数化,并利用CATIA二次开发功能快速、高效生成内外表面光滑连续的三维短舱。最后通过 $\gamma-\overline{Re_{\theta t}}$ 转捩模型耦合SST(shear stress transfer) $k-\omega$ 湍流模型进行转捩预测。

鉴于NLF翼型取得的良好减阻效果,大涵道比NLF短舱具有很大的发展前景。因此将NLF技术应用到大涵道比短舱设计中显得尤其重要。本文以CRM短舱为研究对象,通过CST方法进行参数化,借助遗传算法(GA)和 $\gamma-\overline{Re_{\theta t}}$ 模型以转

据位置最大化为优化目标对短舱基准面进行自动寻优,表明了此层流设计方法的可行性。最终,对所设计的三维NLF短舱进行设计点附近层流转换敏感性研究。充分展示了所设计的NLF短舱能够保持较大的层流范围且具有较高鲁棒性,证实NLF设计降低摩擦阻力的有效性。

1 跨声速短舱参数化及转捩预测方法

1.1 CST参数化

CST参数化方法中包含了类别函数 $C(X/c)$ 和形状函数 $S(X/c)$,对于一般的尖后缘翼型上、下表面,其几何外形可表示为

$$\frac{Z}{c} = C\left(\frac{X}{c}\right) \cdot S\left(\frac{X}{c}\right) + \frac{X}{c} \cdot \frac{\Delta Z_{te}}{c} \quad (1)$$

式中 X 和 Z 分别为翼型表面在 X 轴与 Z 轴的坐标, c 为翼型的弦长,因而 $0 \leq X/c \leq 1$; ΔZ_{te} 为翼型后缘相对于 Z 轴的坐标。

类别函数 $C(X/c)$ 的定义为

$$C\left(\frac{X}{c}\right) = \left(\frac{X}{c}\right)^{N_1} \left(1 - \frac{X}{c}\right)^{N_2} \quad (2)$$

式中指数 N_1 和 N_2 直接决定了待参数化的几何外形的类别。结合短舱构型截面的圆头尖尾特性,对比NACA对应类型系列翼型,将类别函数取为 $N_1=0.5, N_2=1.0$ 。

$$\begin{aligned} \frac{Z}{c} = & \sqrt{\frac{X}{c}} \left(1 - \frac{X}{c}\right) \left\{ \sqrt{\frac{2R_{le}}{c}} \left(1 - \frac{X}{c}\right)^n + \left(\tan \beta + \frac{\Delta Z_{te}}{c}\right) \left(\frac{X}{c}\right)^n + \right. \\ & \left. \sum_{i=1}^{n-1} \left[b_i \cdot \frac{n!}{i!(n-i)!} \cdot \left(\frac{X}{c}\right)^i \cdot \left(1 - \frac{X}{c}\right)^{n-i} \right] + \frac{X}{c} \cdot \frac{\Delta Z_{te}}{c} \right\} \end{aligned} \quad (5)$$

为了验证CST参数化的精度,采用6阶Bernstein多项式对RAE 2822跨声速翼型进行了拟合,如图2。上下翼面的最大拟合误差与方均根误差分别为 7.644×10^{-4} 和 $1.218 4 \times 10^{-4}$,且最大误差出现在前缘处。结果表明采用6阶Bernstein多项式对短舱基准截面进行参数化设计能够满足拟合精度。

1.2 转捩数值预测

$k-\omega$ SST (shear-stress transport) 耦合 $\gamma-\overline{Re_{\theta t}}$ 能够快速准确地模拟湍流流动和预测转捩位置。该模型通过动量厚度雷诺数 $\overline{Re_{\theta t}}$ 驱使间歇因子 γ (即流场空间中某点为湍流的概率, $0 \leq \gamma \leq 1$) 的生成,并联合 γ 与湍流模型来控制转捩发生。无量纲间歇因子 γ 输运方程守恒形式为

形状函数 $S(X/c)$ 采用基于 n 阶Bernstein多项式的加权和形式,即

$$\begin{cases} S\left(\frac{X}{c}\right) = \sum_{i=0}^n b_i B_n^i\left(\frac{X}{c}\right) = \sum_{i=0}^n b_i K_n^i\left(\frac{X}{c}\right) \left(1 - \frac{X}{c}\right)^{n-i} \\ K_n^i = \frac{n!}{i!(n-i)!} \end{cases} \quad (3)$$

式中 K_n^i 为Bernstein多项式的系数; b_i 为对应各项权重因子, $i=(0, 1, \dots, n)$, 其中 b_0 和 b_n 直接涉及到了翼型前缘半径 R_{le} 、翼型后缘相对于 Z 轴的坐标 ΔZ_{te} 和后缘切线倾角 β ,如图1所示,其表达式为

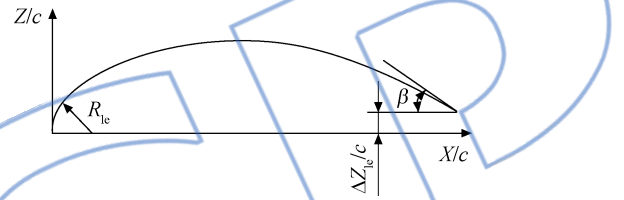


图1 短舱剖面参数化设计变量

Fig.1 Parametric design variables of nacelle profile

$$b_0 = S(0) = \sqrt{\frac{2R_{le}}{c}},$$

$$b_n = S(1) = \tan \beta + \frac{\Delta Z_{te}}{c} \quad (4)$$

综上,短舱外形剖面解析表达式如下:

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = \\ P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_t} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \quad (6)$$

式中生成项 P_γ 和耗散项 E_γ 为

$$\begin{cases} P_\gamma = F_{\text{length}} c_{a1} \rho S (\gamma F_{\text{onset}})^{0.5} (1 - c_{e1} \gamma) \\ E_\gamma = c_{a2} \rho \Omega \gamma F_{\text{turb}} (c_{e2} \gamma - 1) \end{cases} \quad (7)$$

其中 F_{length} 、 F_{onset} 分别为转捩的长度控制函数与判定发生函数,它们表示将转捩过程转化为间歇因子的变化过程; F_{turb} 控制黏性底层和层流边界层外的衰减; U_j 为速度张量分量; Ω 为涡量; S 是切应变率的模; μ 为层流黏度; μ_t 为湍流黏度; $\sigma_t=1.0$; ρ 为密度; x_j 为笛卡儿坐标张量分量; $c_{a1}=2.0, c_{a2}=0.06, c_{e1}=1.0, c_{e2}=50.0$ 。

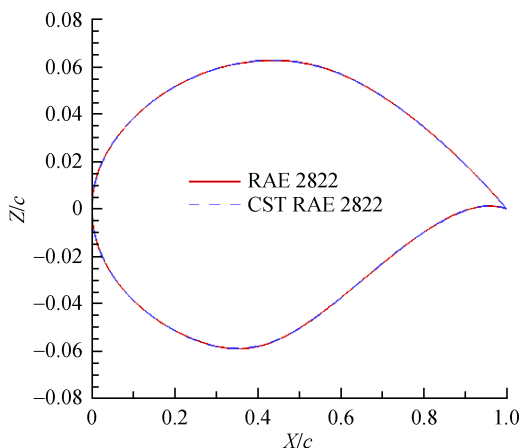


图2 RAE 2822翼型CST参数化前后对比

Fig.2 Comparison of RAE 2822 airfoil before and after CST parameterization

动量厚度雷诺数 $\overline{Re}_{\theta t}$ 输运方程为

$$Re_{\theta t} = \begin{cases} \left(1173.51 - 589.428T_u + \frac{0.2196}{T_u^2} \right) \cdot F(\lambda_\theta) & T_u \leq 1.3 \\ 331.5(T_u - 0.5658)^{-0.671} \cdot F(\lambda_\theta) & T_u \geq 1.3 \end{cases} \quad (11)$$

$$F(\lambda_\theta) = \begin{cases} 1 + (12.986\lambda_\theta + 123.66\lambda_\theta^2 + 405.689\lambda_\theta^3) \cdot e^{-\left(\frac{T_u}{1.5}\right)^{1.5}} & \lambda_\theta \leq 0 \\ 1 + 0.275(1 - e^{-35\lambda_\theta}) \cdot e^{-2T_u} & \lambda_\theta \geq 0 \end{cases} \quad (12)$$

$$T_u = 100 \frac{\sqrt{2k/3}}{U}, \lambda_\theta = \frac{\rho \theta^2}{\mu} \cdot \frac{dU}{ds} \quad (13)$$

其中 k 为湍动能; dU/ds 为流向上的加速度; θ 为动量厚度。通过上述 $\overline{Re}_{\theta t}$ 输运方程让边界层外当地转捩雷诺数 $Re_{\theta t}$ 传输至边界层内,使其能够在边界层内自由扩散,解决了 $Re_{\theta t}$ 无法直接作用于边界层内的问题。

为了验证 $\gamma\text{-}\overline{Re}_{\theta t}$ 转捩模型的可靠性,对 NLF(1)-0416 层流翼型进行了转捩预测。来流马赫数 $Ma=0.3$,迎角 $\alpha=2.03^\circ$,雷诺数为 4×10^6 。计算网格如图3,采用C型网格,第一层网格高度为

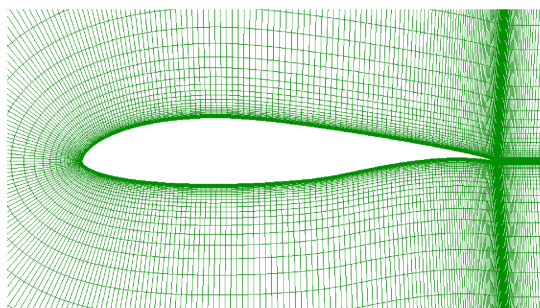


图3 NLF(1)-0416翼型网格

Fig.3 Grids of NLF(1)-0416 airfoil

$$\frac{\partial(\rho \overline{Re}_{\theta t})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \overline{Re}_{\theta t})}{\partial x_j} = P_{\theta t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_{\theta t} (\mu + \mu_t) \frac{\partial \overline{Re}_{\theta t}}{\partial x_j} \right] \quad (8)$$

$$P_{\theta t} = c_{\theta t} \frac{\rho}{t} (Re_{\theta t} - \overline{Re}_{\theta t}) (1.0 - F_{\theta t}) \quad (9)$$

$$F_{\theta t} =$$

$$\min \left\{ \max \left[F_{\text{wake}} \cdot e^{-\left(\frac{y}{\delta}\right)^4}, 1.0 - \left(\frac{\gamma - 1/c_{e2}}{1.0 - 1/c_{e2}} \right)^2 \right], 1.0 \right\} \quad (10)$$

式中 $Re_{\theta t}$ 为当地转捩雷诺数; F_{wake} 为确保 $F_{\theta t}$ 在翼型下游尾流区为0的参数; y 为靠近壁面最近距离; δ 为边界层厚度; 源项系数 $c_{\theta t}=0.03$, 扩散系数 $\sigma_{\theta t}=2.0$ 。

边界层外当地转捩雷诺数 $Re_{\theta t}$ 可由当地湍流速度 T_u 与压力梯度 λ_θ 拟合得到,其关联函数为^[20]

$1 \times 10^{-5} \text{ m}$ 。

模拟结果如图4~图5与表1所示。与文献[21]的风洞实验数据相比,上下翼面转捩预测位置分别偏差3.17%与1.33%。整体转捩预测位置较延后,但在误差允许范围内,表明 $\gamma\text{-}\overline{Re}_{\theta t}$ 转捩模型能够满足短舱层流优化设计的需要。

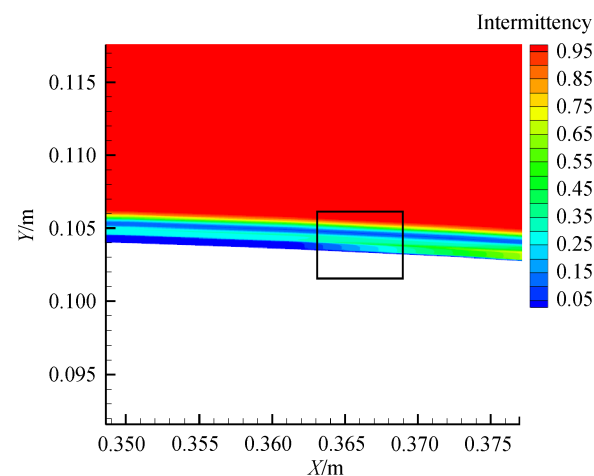


图4 NLF(1)-0416上翼面间歇因子图

Fig.4 Intermittency of NLF(1)-0416 upper wing

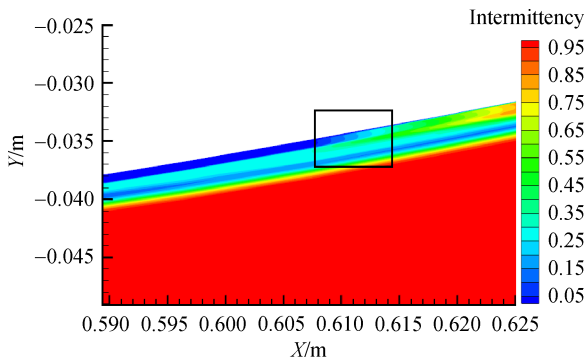


图 5 NLF(1)-0416 下翼面间歇因子图
Fig.5 Intermittency of NLF(1)-0416 lower wing

表 1 NLF(1)-0416 翼型转换结果对比
Table 1 Comparison of NLF(1)-0416 airfoil transition results

参数	风洞实验 ^[21]	Lee 等 ^[22]	本文结果
$x_{tr,upper}/c$	0.35	0.348	0.363
$x_{tr,lower}/c$	0.60	0.587	0.608

2 NLF 短舱优化设计

现阶段直接对三维短舱进行 NLF 设计存在较大的难度,其设计变量众多,且各设计参数间存在相互耦合,故所需样本点与计算成本难以接受。考虑到短舱横流转捩影响较小,主要表现为 T-S (Tollmien-Schlichting) 波引起的流向转捩。因此,采取了优化短舱三个典型控制剖面,达到层流优化设计的目的,利用优化后的构型进而建立三维 NLF 短舱。

2.1 三维短舱总体几何参数

选取 DPW (Drag Prediction Workshop) 会议中提供的 CRM 标准模型^[23],并提取单独短舱,进行几何修复,通过平移、旋转等操作将短舱轴线前缘点移至坐标原点。所设计的 NLF 短舱约束条件如表 2 所示。因 CRM 短舱各项几何参数均不符合设计要求,因此需要对其进行参数化设计。首先通过缩放满足最大长度要求,选取 0°(top)、90°(side)和 180°(bottom)三个基准面(如图 6)进行 CST 参数化,利用修改 CST 参数满足设计约束进行几何外形初步设计。

2.2 优化算法

求解最优化问题较常用的方法在大体上分为基于梯度的优化算法、无需梯度的全局启发/进化

表 2 短舱设计约束
Table 2 Nacelle design constraints

几何约束	强度
外罩最大直径小于 3 815 mm	高
外罩最大长度小于 5 540 mm	高
下垂角度等于 5°	强
外罩船尾角小于或等于 13.5°	高
后缘厚度等于 4 mm	强
进气道外罩(top)前缘半径大于 30 mm,内形线参考前缘半径等于 50 mm	高
进气道外罩(side)前缘半径大于 40 mm,内形线参考前缘半径等于 60 mm	高
进气道外罩(bottom)前缘半径大于 35 mm,内形线参考前缘半径等于 60 mm	高
发动机外涵喷管出口直径等于 2 918.66 mm	强

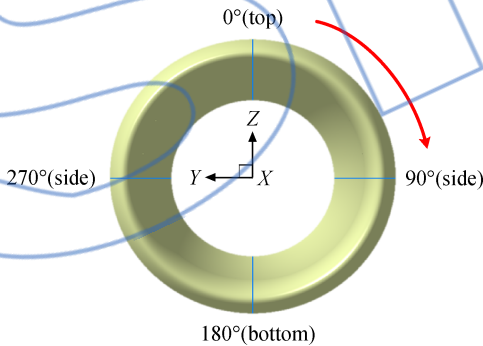


图 6 短舱基准截面
Fig.6 Nacelle reference section

算法、基于代理模型的优化算法。
GA^[24]就是其中一类启发/进化算法。GA 包含四个最基本的要素:遗传控制参数、基因编码、适应度函数和遗传操作,它们共同支配着 GA 的收敛速度与精度。考虑到保持物种多样性与充分交换基因信息等,GA 编程采用了浮点数编码、截断选择、一致交叉与一致变异。最终,为验证编写的 GA 可行性,采用易陷入当地最优解的 Shubert 和 Shaffer 函数进行测试。控制参数:种群个体为 40,遗传代数为 100,交叉概率 $P_c=0.80$,变异概率 $P_m=0.04$ 。

1) Shubert 函数

$$f(x, y) = \left\{ \sum_{i=1}^5 i \cos [(i+1)x + i] \right\} \cdot \left\{ \sum_{i=1}^5 i \cos [(i+1)y + i] \right\} + 0.5 [(x + 1.42513)^2 + (y + 0.80032)^2] \quad (14)$$

取值范围为 $x > -10, y < 10, k$ 为 GA 代数。

函数局部形状如图7所示,全局共760个当地最小值,其最小值 -186.7309 在图中①所标注的尖峰处 $(-1.42513, -0.80032)$,而图中②所标注的尖峰为全局次小值。

2) Shaffer 函数

$$f(x, y) = 0.5 - \frac{\sin^2 \sqrt{(x^2 + y^2)} - 0.5}{[1 + 0.001(x^2 + y^2)]^2} \quad (15)$$

式中取值范围为 $-100 < x, y < 100$ 。函数局部形状如图8所示,呈现出圆圈形状的波动并向中心汇聚。其全局最大值为1在图中①所标注 $(0, 0)$ 的中心峰上。附近的②、③和④同心圆为局部最优解。

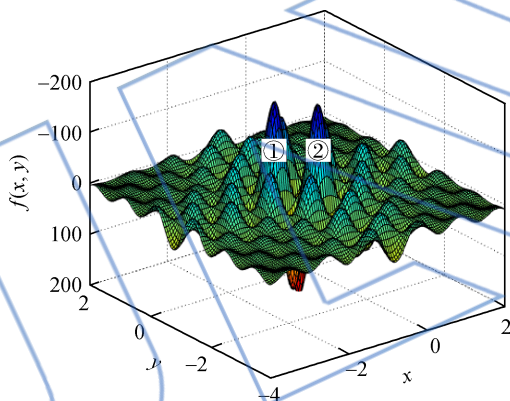


图7 Shubert 函数局部图

Fig.7 Local graph of Shubert function

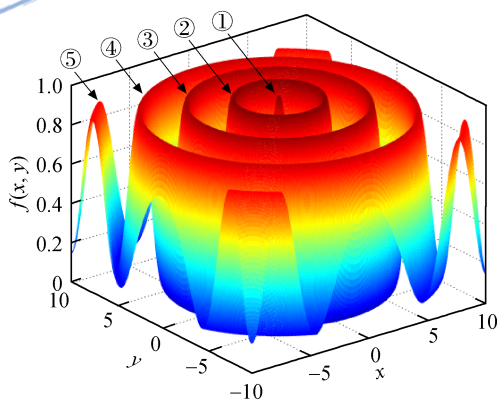


图8 Shaffer 函数局部图

Fig.8 Local graph of Shaffer function

随机的两次收敛历程如图9,GA能在很代数内达到 10^2 量级误差,证明了一致变异适用算法运行早期,而收敛历程与收敛结果的不同,表征了GA具有很强的随机性,但是两次运算都达到了不同程度的收敛。例如 Shubert 函数寻优100代时,第一次运行收敛误差为 1.03523×10^{-7} ,第二次运行的收敛误差为 1.14528×10^{-4} 。

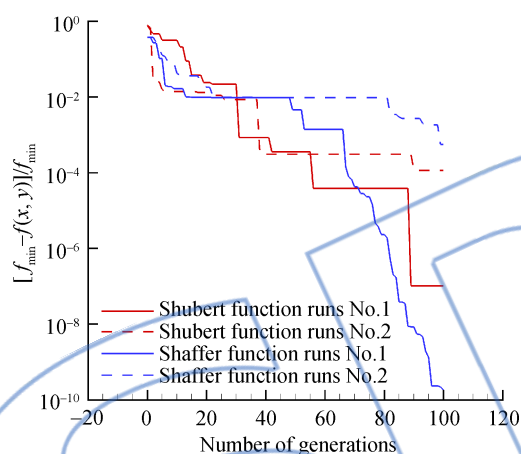


图9 Shubert和Shaffer函数的收敛历程

Fig.9 Convergence process of Shubert and Shaffer functions

2.3 短舱基准面轴对称NLF优化

为了更加高效、经济的模拟发动机进气与短舱效应,通常在短舱进行风洞实验与气动设计初期采用简化后的通气短舱来替代动力短舱,以匹配其流量系数(mass flow ratio, MFR)而获得一致的结果^[25]。

本文采用闫海津等^[26]提出的通气短舱匹配方案代替动力短舱。在短舱出口处添加堵锥,通过前后移动堵锥在短舱弦向的位置来改变内部流道的最小面积,即短舱的出口面积,实现对流量系数的连续调节,如图10所示。

堵锥的设计原则是在尽量保证堵锥靠近短舱出口的情况下,根据最小流量系数的需求来设定堵锥半径的大小;要求其轮廓曲线光滑且曲率连续,保证出口面积的连续变化,且流场中不存在表面分离和激波。

基于上述通气短舱匹配方案,采用GA结合6阶CST参数化方法,分别对短舱外罩 0° (top)、 90° (side)和 180° (bottom)截面外形线以转换位置最大化进行轴对称优化。

1) 设计工况:巡航高度为12 000 m,基于最大直径雷诺数 2.1×10^7 ,来流马赫数 $Ma=0.85$,流

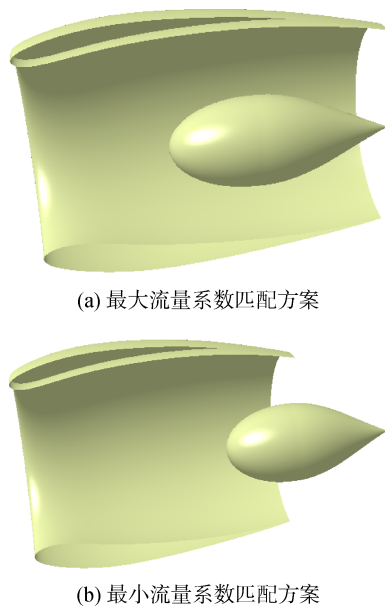


图10 通气短舱不同状态示意图

Fig.10 Schematic diagram of through-flow nacelle in different statuses

量系数 $\zeta = 0.70$, 湍流度 $T_u = 0.05\%$, 黏度比 $R_t = 10$ 。

2) 参数取值范围: 前缘半径 $R_{le} = [L, +50\%R_{le0}]$; 后缘切线倾角 $\beta = [-35\%\beta_0, R]$; 参数 $b_i = [-35\%b_{i0}, +35\%b_{i0}]$, $i=1\sim5$ 。其中, L 为最小前缘半径; R 对最大后缘切线倾角; R_{le0} 、 β_0 、 b_{i0} 是CST参数化初始值。

3) 几何约束: 面积 $A \geq 0.95S_0$ (其中 0° 截面 (top) 由于几何最大直径超过限制, 约束放宽至 $0.90S_0$), S_0 为短舱外罩面积; 最大半径 $r_{max} \leq 1907.5\text{ mm}$ 。

4) GA 参数配置: 种群个体为 180, 遗传代数 20, 交叉概率为 0.80, 变异概率为 0.04。

5) 流场计算: 采用结构网格如图 11, 网格数量为 100 618。利用 $k-\omega$ SST 湍流模型耦合 $\gamma-\overline{Re}_{\theta t}$ 转捩模型进行流场计算。

经过优化计算, 短舱各截面前缘半径略微增大, 最大厚度位置向前移动, 后缘变得更薄如图 12

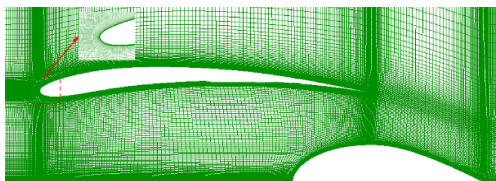


图11 轴对称短舱剖面网格

Fig.11 Grids of axisymmetric nacelle profile

所示。通过对比优化前后各截面的压力系数 C_p 与摩擦力系数 C_f 曲线 (如图 13、图 14 所示) 和表 3, 发

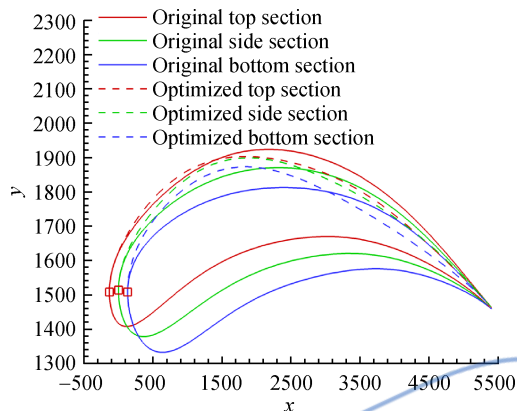


图12 短舱各截面构型优化前后对比

Fig.12 Comparison of configurations of each section of nacelle before and after optimization

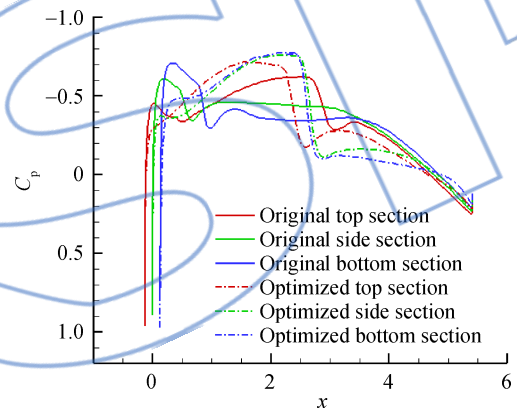


图13 优化前后各截面压力系数曲线

Fig.13 Pressure coefficient curves of each section before and after optimization

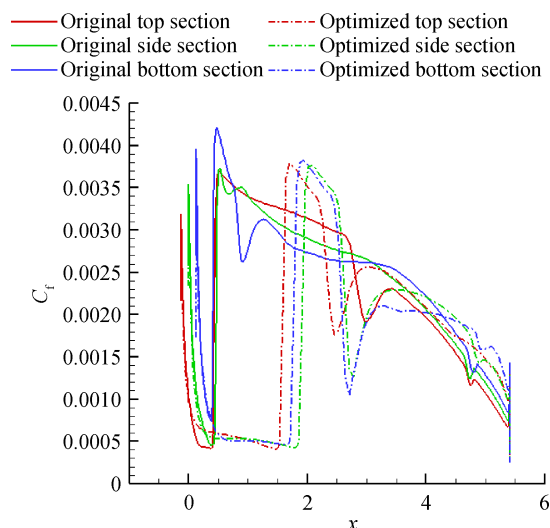


图14 优化前后各截面摩擦力系数曲线

Fig.14 Friction coefficient curves of each section before and after optimization

现优化后 top 截面其激波强度增大,激波产生位置提前,而 side 与 bottom 截面从无激波转变为较强激波。同时,优化后各截面能够有效减小吸力峰的强度,形成较强顺压梯度,从而一定程度克服吸力峰带来的强逆压梯度,推迟转捩发生使得层流范围增大。

表 3 各截面优化前后转捩位置对比

Table 3 Comparison of transition positions of each section before and after optimization

截面	转捩位置/%		
	优化前	优化后	增加
Top	9.6	29.9	20.3
Side	8.1	34.1	26.0
Bottom	5.0	29.9	24.9

2.4 非轴对称 NLF 短舱几何构造

发动机短舱三个基准面经过单目标全局优化后,生成了较好的层流构型,为了研究巡航状态下气动参数对所设计的 NLF 短舱影响规律,需要建立非轴对称三维 NLF 短舱模型。

经过优化后各截面包含大量构型数据点(共 201×6),考虑到各软件曲面建模与高效生成能力,本文利用 CATIA 软件二次开发功能^[27](如图 15 所示),对短舱各基准面数据点进行导入自动生成对应几何,形成了满足几何约束的三维非轴对称 NLF 短舱如图 16 所示,图中 $L_{\max}$ 是短舱最大长度, $D_{\max}$ 是短舱最大直径。

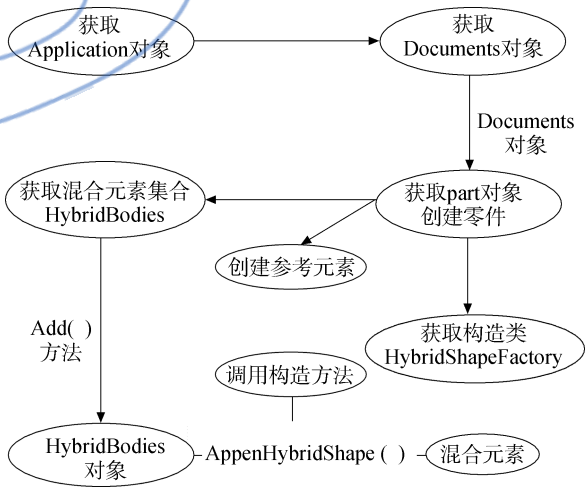


图 15 CATIA 二次开发流程

Fig.15 CATIA secondary development process

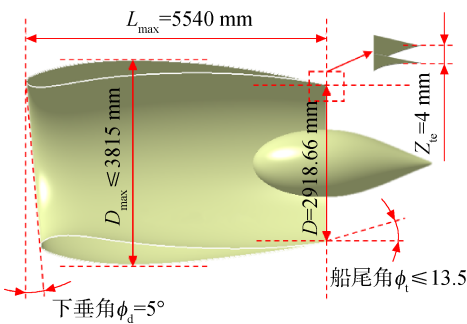


图 16 满足几何约束的非轴对称 NLF 短舱

Fig.16 Non-axisymmetric NLF nacelle with geometric constraints

2.5 非轴对称 NLF 短舱转捩模拟

三维非轴对称 NLF 短舱由固定设计状态优化控制剖面而生成,对所设计的非轴对称 NLF 短舱进行转捩数值模拟验证层流区域大小。设计点巡航高度为 11 km,来流马赫数 $Ma=0.85$,迎角 $\alpha=5^\circ$,侧滑角 $\varphi=0^\circ$,基于 NLF 短舱最大直径雷诺数为 2.1×10^7 ,流量系数 $\zeta=0.70$,湍流度 $T_u=0.05\%$,黏度比 $R_t=10$ 。计算采用有限体积方法,空间离散为 2 阶精度,通量计算采用 Roe 格式,时间推进为 LU-SGS(lower-upper symmetric-Gauss-Seidel)隐式方法。

计算网格采用全模结构网格进行流场分析如图 17。壁面第一层网格 $Y^+=1$,增长率为 1.135,对于流场较剧烈区域,例如对弦向前 40%、后缘和唇口等进行适当的加密处理,网格数量共 1 150 万。

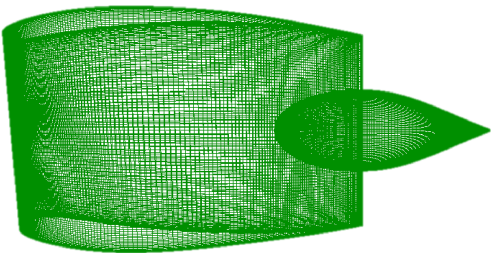


图 17 NLF 短舱物面网格

Fig.17 Surface grids of NLF nacelle

计算后转捩位置如图 18 所示,与 CRM 短舱相比,本文所设计的三维非轴对称 NLF 短舱能够保持更大范围的层流流动。由于设计的 NLF 短舱具有下垂角,使得 NLF 短舱上半部分比下半部分层流面积小,但 NLF 短舱整体依然能够保持约 20.88% 的层流面积。表明此三维 NLF 短舱设计方法的可行性。

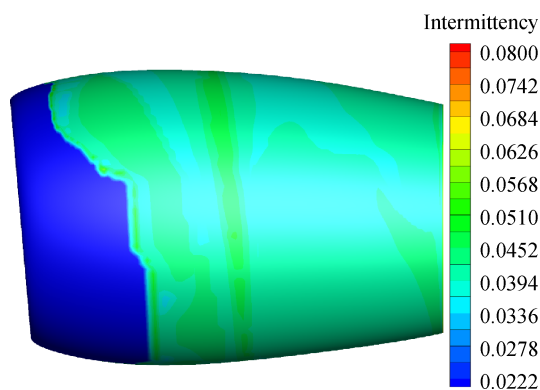


图18 非轴对称NLF短舱转捩位置云图

Fig.18 Contour of transition position of non-axisymmetric NLF nacelle

3 转捩敏感性分析

根据文中第2.5节分析可知,所设计的NLF短舱在设计点能够保持较大层流范围。但在高雷诺数下,层流对吸力峰内强逆压梯度的抵抗能力较弱,极易造成流动提前分离,远场来流参数的变化势必会对短舱转捩位置产生影响。由于巨大的计算成本与样本点需求,分别考虑迎角、侧滑角、来流马赫数和湍流度单个因素对层流范围的影响进行计算。

3.1 迎角

偏离迎角设计点过大会使得流动分离带来严重的气动力变化问题^[7]。本文仅考虑小迎角变化范围,迎角 α 变化范围为 $3^\circ \sim 7^\circ$ 。如图19所示,其中纵坐标代表层流面积占NLF短舱总面积的比率,横坐标表示迎角的变化。

整体上NLF短舱随着迎角的增大,层流范围呈下降的趋势。这主要由于迎角的增大带来了

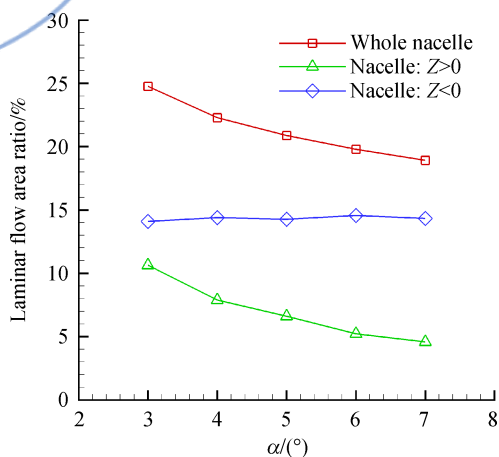


图19 不同迎角下的层流面积比

Fig.19 Laminar flow area ratio at different angles of attack

NLF短舱表面压力分布的变化,使得流动分离发生转捩。对于NLF短舱上半部分($Z > 0$ m),吸力峰强度增大,层流范围减小,例如当迎角从 3° 增加到 4° 时,层流面积急剧减少了2.75%;对于NLF短舱下半部分($Z < 0$ m),吸力峰强度减弱,形成较强顺压梯度,但受到NLF短舱上半部分横流流动影响,使得层流面积占比保持在14%左右。

3.2 侧滑角

侧滑角对飞行器的飞行姿态影响很大。侧滑角 ϕ 变化范围为 $0^\circ \sim 4^\circ$,研究了5个状态点,详细分析了巡航点附近NLF短舱层流范围对侧滑角的不确定性,如图20。

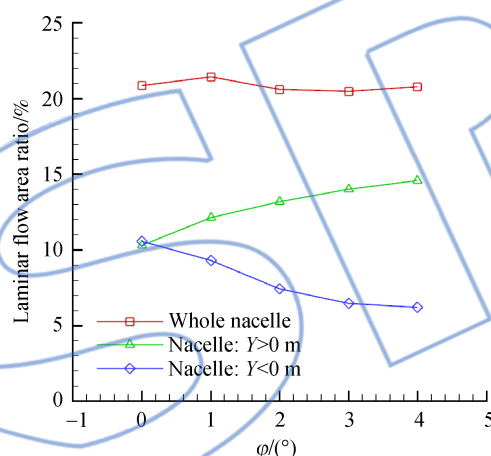


图20 不同侧滑角下的层流面积比

Fig.20 Laminar flow area ratio at different sideslip angles

随着侧滑角的增大,迎风面(NLF短舱左侧 $Y > 0$ m为迎风面)中压力分布的变化引起吸力峰减弱,形成强顺压梯度,转捩位置延后,层流区域逐渐增大;而背风面($Y < 0$ m)压力梯度变化与之相反,产生较强的逆压梯度,导致吸力峰增强,转捩位置大大提前,层流面积有所降低。

总体而言,虽然随着侧滑角的增加,迎风面与背风面的层流面积相应增加或减少,但是侧滑角的变化整体上对NLF短舱层流范围的影响很小,层流面积占比都保持在20%左右。

3.3 来流马赫数

NLF短舱设计阻力发散马赫数为0.89,因此本文针对来流马赫数在0.81~0.88范围内的工况,研究了8个状态点,对比分析了NLF短舱来流马赫数变化对层流范围的影响规律,如图21。

随着来流马赫数的增加,NLF短舱整体和上、下部分的层流面积都呈现增长的趋势。表明来流马赫数的变化带来的压力梯度变化会使转捩

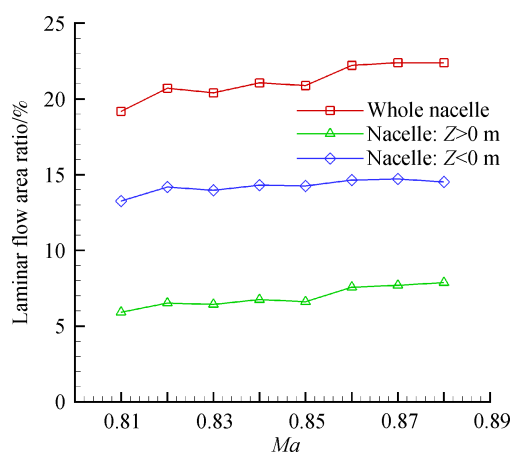


图21 不同来流马赫数下的层流面积比

Fig.21 Laminar flow area ratio at different incoming Mach numbers

位置后移,扩大层流范围。NLF短舱上部($Z > 0$ m)共增长2%(约 1.22 m^2)的层流面积,下部($Z < 0$ m)的层流面积共增长了1.25%(约 0.76 m^2)。

3.4 湍流度

巡航工况下,自由来流的湍流度 T_u 一般在0.05%以内。因此取来流湍流度变化范围为0.02%~0.06%,研究了5个状态点,分析巡航点附近NLF短舱湍流度变化对层流范围的不确定性,如图22所示。

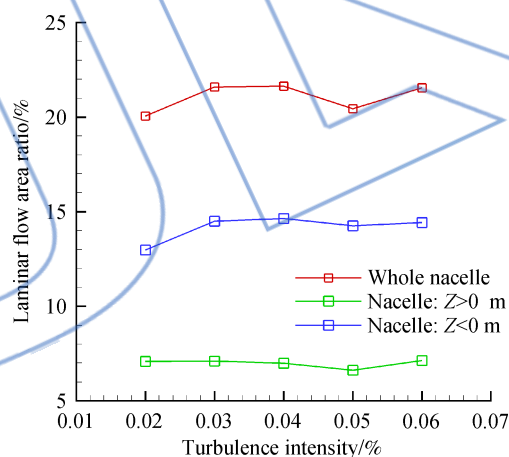


图22 不同湍流度下的层流面积比

Fig.22 Laminar flow area ratio at different turbulence intensities

湍流度表明了气流中扰动强度的大小。随着湍流度的增加,扰动增大,但没有引起较大的压力梯度变化,仅在部分区域存在细微差别。从初始湍流度0.02%增长至0.03%过程中,NLF短舱下部($Z < 0$ m)层流面积仅增长了1.5%,而后基本

保持在14.5%的层流面积;NLF短舱上部($Z > 0$ m)没有明显的变化,基本维持在7%的层流面积。整体上,高雷诺数下,NLF短舱层流范围对湍流度变化并不敏感,只会产生小幅度的波动,但都保持在20%层流面积以上。

4 结论

本文以CRM短舱为基础,基于CST参数化方法、 γ - $\overline{Re_{\theta}}$ 转捩模型、CFD数值求解结合GA搭建NLF短舱优化流程,设计出一种三维非轴对称NLF短舱,实现了大范围层流效果。表明了此短舱优化设计方法的可行性。在此基础上,开展了高雷诺数跨声速状态下设计点附近气动参数对所设计的NLF短舱层流范围的敏感性分析。结果表明:

1) 随着迎角的增大,NLF短舱层流范围逐渐减小,但仅限于5%短舱层流面积;而来流马赫数的增加,NLF短舱层流面积呈现增长的趋势,但带来了激波强度的增强;侧滑角和湍流度的增大,整体上对NLF短舱层流面积的影响很小,只会产生小幅度波动。综上,所设计的NLF短舱具有很好的鲁棒性和降低摩擦阻力的效果。

2) NLF短舱层流范围与压力梯度的变化密不可分。本文仅考虑了NLF短舱层流面积比的变化,以转捩位置最大化为设计目标,对于NLF短舱设计而言,尽可能地扩大顺压梯度区域带来的转捩位置延长,可能会产生更强的激波阻力,从而导致总阻力的上升。如何控制激波并保持较大的层流范围,获得总阻力最小的NLF短舱构型更加具有工程实用性,是未来NLF短舱层流设计不断优化的目标。

参考文献:

- [1] MALIK M R, CROUCH J D, SARIC W S, et al. Application of drag reduction techniques to transport aircraft[M]. New Jersey, US: John Wiley & Sons Limited, 2015.
- [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] 朱自强, 鞠胜军, 吴宗成. 层流流动主/被动控制技术[J]. 航空学报, 2016, 37(7): 2065-2090.
ZHU Ziqiang, JU Shengjun, WU Zongcheng. Laminar flow active/passive control technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2065-2090. (in Chinese)

- [4] YOUNGHANS J L, LAHTI D J. Analytical and experimental studies on natural laminar flow nacelles[R]. AIAA 84-0034, 1984.
- [5] 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.
- [6] 何小龙, 白俊强, 夏露, 等. 基于EFD方法的自然层流短舱优化设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10):2311-2320.
HE Xiaolong, BAI Junqiang, XIA Lu, et al. Natural laminar flow nacelle optimization design based on EFD method[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10):2311-2320. (in Chinese)
- [7] 孟晓轩, 白俊强, 张美红, 等. 基于双 e^N 方法的短舱层流转捩影响因素[J]. 航空学报, 2019, 40(11):86-97.
MENG Xiaoxuan, BAI Junqiang, ZHANG Meihong, et al. Laminar transition influencing factors of nacelle based on double e^N method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(11):86-97. (in Chinese)
- [8] ZHONG Yongjian, LI Songyang. A 3D shape design and optimization method for natural laminar flow nacelle[R]. ASME Paper GT2017-6437, 2017.
- [9] WANG S, SUN G, LI C. Natural laminar flow optimization of transonic nacelle based on differential evolution algorithm[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2019, 32(4):06019001.1-06019001.10.
- [10] 杜玺, 闫海津, 吴宇昂, 等. 跨声速自然层流短舱气动设计和风洞试验研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(9):63-72.
DU Xi, YAN Haijin, WU Yuang, et al. Aerodynamic design and wind tunnel test of a transonic natural laminar flow nacelle[J]. Aeronautical Science and Technology, 2019, 30(9):63-72. (in Chinese)
- [11] 王迅, 蔡晋生, 屈崑, 等. 基于改进CST参数化方法和转捩模型的翼型优化设计[J]. 航空学报, 2015, 36(2):449-461.
WANG Xun, CAI Jinsheng, QU Kun, et al. Airfoil optimization based on improved CST parametric method and transition model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2):449-461. (in Chinese)
- [12] 廖炎平, 刘莉, 龙腾. 几种翼型参数化方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(3):160-164.
LIAO Yanping, LIU Li, LONG Teng. The research on some parameterized methods for airfoil[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(3):160-164. (in Chinese)
- [13] KULFAN B M. Recent extensions and applications of the "CST" universal parametric geometry representation method[J]. The Aeronautical Journal, 2010, 114(1153):157-176.
- [14] KULFAN B M. Universal parametric geometry representation method[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1):142-158.
- [15] 宋文萍, 吴猛猛, 朱震, 等. 面向层流减阻设计的转捩预测方法研究[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(2):213-228.
SONG Wenping, WU Mengmeng, ZHU Zhen, et al. Transition prediction methods towards significant drag reduction via laminar flow technology[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2):213-228. (in Chinese)
- [16] SARIC W S. Physical description of boundary-layer transition: experimental evidence[R]. AGARD-CP-793, 1994.
- [17] MENTER F R, LANGTRY R B, LIKKI S R, et al. A correlation-based transition model using local variables: Part I model formulation[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(3):413-422.
- [18] 乔磊, 白俊强, 华俊, 等. $\gamma-Re_{\theta l}$ 转捩模型的改进和验证[J]. 航空动力学报, 2015, 30(10):2488-2497.
QIAO Lei, BAI Junqiang, HUA Jun, et al. Improvement and verification of $\gamma-Re_{\theta l}$ transition model[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10):2488-2497. (in Chinese)
- [19] 韩忠华, 王绍楠, 韩莉, 等. 一种基于动模态分解的翼型流动转捩预测新方法[J]. 航空学报, 2017, 38(1):35-51.
HAN Zhonghua, WANG Shaonan, HAN Li, et al. A novel method for automatic transition prediction of flows over airfoils based on dynamic mode decomposition[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(1):35-51. (in Chinese)
- [20] 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.
- [21] SOMERS D M. Design and experimental results for a natural laminar flow airfoil for general aviation applications[R]. NASA Technical Paper 1861, 1981.
- [22] LEE J, JAMESON A. Natural laminar flow airfoil and wing design by adjoint method and automatic transition prediction[R]. AIAA-2009-3514, 2009.
- [23] TINOCO E N, BRODERSEN O P, KEYE S, et al. Summary data from the sixth AIAA CFD drag prediction workshop: CRM cases[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(4):1352-1379.
- [24] BEASLEY D, BULL D R, MARTIN R R. An overview of genetic algorithms: Part 1 fundamentals[EB/OL]. [2020-10-08]. <https://sci2s.ugr.es/sites/default/files/files/linksInterest/Tutorials/GA1.pdf>.
- [25] HILL G A, KANDIL O A, HAHN A S. Aerodynamic investigations of an advanced over-the-wing nacelle transport aircraft configuration[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(1):25-35.
- [26] 闫海津, 杜玺. 一种可变流量系数的通气短舱匹配方法[J]. 航空学报, 2018, 39(12):124-132.
YAN Haijin, DU Xi. A matching method for variable mass flow ratio for through-flow nacelle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12):124-132. (in Chinese)
- [27] 周桂生, 陆文龙. CATIA二次开发技术研究与应用[J]. 机械设计与制造, 2010, 1(1):81-83.
ZHOU Guisheng, LU Wenlong. Research and application of CATIA secondary development technology[J]. Machinery Design and Manufacture, 2010, 1(1):81-83. (in Chinese)