# 曲率连续的非轴对称短舱气动型面参数化 设计方法研究<sup>\*</sup>

汪文杰1, 刘博维2, 周 莉1, 王占学1, 邓文剑1

西北工业大学 动力与能源学院,陕西西安 710129;
 中国航空发动机研究院,北京 101304)

摘 要:为了进一步提高短舱内外流的气动性能,基于类别形状函数方法建立了曲率连续的非轴对称短舱气动型面参数化设计方法。为评价所建立的短舱气动型面设计方法的适用性,从曲率半径分布、关键工况下的流动特性和气动性能三个方面对使用所建立的方法和基于圆锥曲线方法设计的超大涵道比短舱进行了对比研究。结果表明:与基于圆锥曲线方法设计的短舱相比,所建立的方法设计的短舱不存在轴向曲率半径波动。由于消除了曲率波动引起的短舱壁面附近局部过度加速形成的高速低压区,在马赫数为0.8的巡航条件下外罩壁面局部阻力降低了4.5%;在马赫数为0.82的飞行工况下,外罩壁面局部阻力降低了5.5%。进气道气动型面设计方法的改进,使得大攻角爬升条件下进气道总压恢复系数提高了0.41%,稳态周向总压畸变指数减小了8.82%。

关键词: 涡扇发动机; 曲率连续; 非轴对称短舱; 参数化设计; 类别形状函数 中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 08-1827-12 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200917

# Parametric Design Method for Aerodynamic Profiles of Continuous Curvature Non-Axisymmetric Nacelle

WANG Wen-jie<sup>1</sup>, LIU Bo-wei<sup>2</sup>, ZHOU Li<sup>1</sup>, WANG Zhan-xue<sup>1</sup>, DENG Wen-jian<sup>1</sup>

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;2. Aero Engine Academy of China, Beijing 101304, China)

Abstract: In order to improve the internal and external performance of nacelle, the parametric design method for the aerodynamic profiles of continuous curvature non-axisymmetric nacelle, based on Class Shape Transformation function, was developed. To evaluate the parametric design method for the aerodynamic profiles of nonaxisymmetric nacelle, the curvature radius distribution, flow characteristics, and aerodynamic performance of the ultra-high bypass ratio turbofan nacelle designed by the method developed in this paper and designed by the method based on conic curve were compared. In comparison to the nacelle designed by the method based on the conic curve, there is no fluctuation in the distribution of curvature radius in the axial direction for the nacelle by the method developed in this paper. The local drag around the maximum area cross-section of the nacelle de-

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2020-11-18; 修订日期: 2021-01-25。

**基金项目:**国家自然科学基金(51876176; 51906204);民机专项科研项目;中央高校基本科研业务费专项资金(31020190MS706)。

作者简介: 汪文杰, 博士生, 研究领域为短舱/排气系统设计与优化。E-mail: wwj0718@mail.nwpu.edu.cn

通讯作者:周 莉,博士,教授,研究领域为排气系统设计及流动控制技术。E-mail: zhouli@nwpu.edu.cn

引用格式: 汪文杰,刘博维,周 莉,等.曲率连续的非轴对称短舱气动型面参数化设计方法研究[J].推进技术,2021,42
 (8):1827-1838. (WANG Wen-jie, LIU Bo-wei, ZHOU Li, et al. Parametric Design Method for Aerodynamic Profiles of Continuous Curvature Non-Axisymmetric Nacelle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(8):1827-1838.)

signed by the method developed in this paper decreases by 4.5% in cruise condition, that free stream Mach number is 0.8 and decreases by 5.5% in the condition that the free stream Mach number is 0.82. The reason for this is that the local high-velocity zone caused by fluctuations in the curvature radius around the maximum area cross-section of the cowl is avoided. Compared with the nacelle designed by the method based on the conic curve, the total pressure recovery coefficient of intake increases by 0.41% and the steady circumferential distortion index of total pressure decreases by 8.82% in climb condition with high angle of attack, due to the improved design method of intake.

Key words: Turbofan engine; Continuous curvature; Non-axisymmetric nacelle; Parametric design method; Class shape transformation function

# 1 引 言

短舱气动性能会同时影响飞机的阻力性能与发 动机的推力和耗油率,民用飞机对耗油率、污染排放 和噪声强度等性能指标要求越来越高,对短舱气动 性能要求也在不断提升。短舱作为气动部件,气动 型面对其气动性能有着直接而敏感的影响。为减小 机翼导致的短舱进口气流上洗对进气道内部流动的 不利影响和飞机大攻角起飞、爬升时进气道相对气 流的攻角,短舱进口面一般不与发动机轴线垂直,而 是具有一个4°左右的交错角,如图1中GE90发动机 结构图所示[1]。为了包容位于发动机斜下方的附件 系统,同时保证短舱气动型面尽可能紧凑,短舱斜下 方会明显凸起,如图2中短舱前视图可以明显看 出<sup>[2]</sup>。短舱交错角和斜下方两侧的凸起使短舱气动 型面成为一个复杂的三维曲面,而非一个简单的回 转面。同时,优良的气动型面设计方法应当具备以 下几个性质[3]:灵活性,即该设计方法能够包含设计 空间中的性能最优解;简洁性,即具有尽可能少的设 计变量个数;光顺性,即需要满足曲率连续光顺;直 观性,即设计变量具有明确的几何和物理意义。短 舱复杂的气动型面和对短舱气动型面设计方法的严 苛要求使得发展优良的短舱气动型面设计方法面临 不小的挑战。

国内外许多学者都对短舱设计方法开展了研究,文献[4]将轴对称短舱外罩分为前部、中部和后部,由于短舱进气道和外罩型线与翼型类似,所以前



Fig. 1 GE-90 Turbofan engine(cross sectional view)<sup>[1]</sup>



Fig. 2 Front view of nacelle<sup>[2]</sup>

部用NACA-1 翼型设计,中部过渡段采用直线设计, 后部采用圆弧设计。2013年,德国勃兰登堡工业大 学的 Albert 等<sup>[5]</sup>将轴对称短舱分为进气道和外罩,进 气道又分为唇口段和扩压段,外罩分为前段和后段, 唇口段和外罩前段采用1/4超椭圆设计,扩压段和外 罩后段采用多项式曲线设计。这种分段设计的方法 不能保证连接点上曲率连续,光顺性不理想。Albert 等也基于B样条曲线建立了轴对称短舱气动型面的 设计方法,该设计方法十分灵活,能够保证曲率连 续,但只有起点和终点在曲线上,其它控制点缺乏明 确的物理意义。 Albert 等还基于 CST (Class shape transformation)曲线分别建立了进气道和外罩的纵向 型线设计方法,该方法能够实现曲率连续,但仍有部 分设计变量缺乏明确的物理意义。同时, Albert 等研 究表明,基于CST曲线设计的短舱气动性能优于基于 超椭圆和多项式或B样条曲线设计的短舱。2016年, Alexander 等<sup>[6]</sup>根据短舱的关键坐标、斜率和曲率约束 基于 Zhu 等<sup>[3]</sup>提出的 iCST(Intuitive class shape transformation)曲线建立了连续直观的轴对称短舱设计方 法。2019年, Christie 等<sup>[7]</sup>基于 iCST 曲线提出了 HiC-ST (Hybrid intuitive class shape transformation)曲线, 并将其应用于轴对称短舱进气道和外罩设计。iCST 曲线和HiCST曲线都具备灵活性、简洁性、连续性和 直观性,但Christie等通过对比研究表明使用HiCST 曲线设计的短舱气动性能更好。

然而,上述轴对称短舱设计方法无法设计非轴 对称短舱复杂的三维气动型面。由于商业保密等原 因,国外非轴对称短舱气动型面设计方法的公开文 献极少,仅在少量文献中有所提及[8]。2013年,强旭 浩等<sup>[9]</sup>建立了先设计短舱上下左右四条关键纵向型 线,然后在任意轴向位置基于四条纵向型线确定的 关键点设计截面型线,最后以多条截面型线的轴向 有序组合建立短舱气动型面的设计方法。2016年, Fang等<sup>[10]</sup>基于CST曲线方法建立了轴对称进气道和 非轴对称外罩的设计方法,进气道和外罩纵向型线 设计与基于CST曲线的翼型设计类似,截面型线采用 CST曲线中的类函数设计。通过给定类函数的指数 分布调整截面型线在不同轴向位置的形状,进而调 节外罩气动型面形状,以确保短舱内部有足够的空 间包容发动机及其附件。2017年,Zhong等[11]也基于 先设计关键纵向型线,再设计截面型线,进而建立短 舱气动型面的方法建立了非轴对称短舱气动型面设 计方法。其纵向型线进气道唇口段和外罩都使用 PARSEC<sup>[12]</sup>曲线设计,进气道扩压段和截面型线使用 NURBS曲线设计。综上所述,现有的非轴对称短舱 设计方法,要么不具备二阶连续性[9],要么不具备直 观性[10-11],尚无同时具备灵活性、直观性、简洁性和二 阶连续性的非轴对称短舱气动型面参数化设计 方法。

本文基于具备灵活性、直观性、简洁性和二阶连续性的类别形状函数方法,建立曲率连续的非轴对称短舱气动型面参数化设计方法,对比使用所建立的方法和基于圆锥曲线的方法<sup>[9]</sup>设计的超大涵道比(Ultra-high bypass ratio,UHBPR)短舱气动型面轴向和周向曲率半径分布,基于CFD数值模拟对比研究上述两种方法设计的UHBPR短舱关键工况下的流动特性和气动性能。

# 2 参数化设计方法

首先介绍用于短舱气动型面设计的曲线造型方法,然后以此为基础详细介绍曲率连续的非轴对称 短舱气动型面参数化设计方法。该设计方法的具体 步骤是先设计关键截面型线,再设计纵向型线,最后 通过多条纵向型线的周向有序组合建立短舱气动 型面。

#### 2.1 曲线造型方法

由图1可以看出短舱纵向型线外部与超临界翼型上翼面类似,内部与超临界翼型下翼面类似。而 HiCST曲线继承了适合超临界翼型设计的CST曲线 的灵活性、简洁性、二阶连续性及 iCST 曲线的直观性,适用于短舱外罩纵向型线设计。针对 iCST 曲线和 HiCST 曲线设计小长径比进气道容易出现波动、不易设计出合理的进气道纵向型线的不足,本文参考 王迅等<sup>[13]</sup>对 CST 曲线改进的思路,使用 B 样条基函数 替换 iCST 曲线中的伯恩斯坦多项式基函数发展了可 用于小长径比进气道设计的具有局部支撑性的 LiC-ST 曲线。

#### 2.1.1 HiCST曲线

Kulfan 等<sup>[14]</sup>提出了类别形状函数方法。气动型 线按类别形状函数方法可以表示为类函数与形函数 的乘积加上前缘和后缘无量纲半径差与无量纲自变 量的乘积,即

$$\xi(\psi) = C(\psi)S(\psi) + \psi\Delta\xi_{ie}$$

$$\xi = \frac{y}{c}$$

$$\psi = \frac{x}{c}$$
(1)

类函数定义基本形状如式(2)所示,其指数不同,形状不同。图3给出了四种不同指数组合的类函数的曲线图形,分别是"前钝后尖"(N<sub>1</sub>=0.5, N<sub>2</sub>=1.0), "前尖后钝"(N<sub>1</sub>=1.0, N<sub>2</sub>=0.5),"前钝后钝"(N<sub>1</sub>=0.5, N<sub>2</sub>=0.5)和"前尖后尖"(N<sub>1</sub>=1.0, N<sub>2</sub>=1.0)。由于短舱外 罩和进气道都是"前钝后尖"类图形,所以类函数中 的指数取 N<sub>1</sub>=0.5, N<sub>2</sub>=1.0。形函数对类函数定义的基 本形状进行修正,通常以伯恩斯坦多项式为基函数, 对其进行加权组合构成形函数,定义如式(3)和式 (4)所示,形函数及其伯恩斯坦多项式基函数的图形 如图 4 所示。

$$C_{N_{2}}^{N_{1}}(\psi) = \psi^{N_{1}} [1 - \psi]^{N_{2}} \quad (0 \le \psi \le 1)$$
 (2)

$$S(\psi) = \sum_{i=0}^{n} \left[ a_i \cdot Bp_i(\psi) \right]$$
(3)

$$Bp_{i}(\psi) = L_{i,n} \cdot (\psi^{i} \cdot (1 - \psi)^{n - i})$$

$$L_{i,n} = \frac{n!}{i!(n - i)!}$$
(4)

Zhu 等<sup>[3]</sup>提出了 iCST 曲线。iCST 曲线将曲线关



Fig. 3 Class function



Fig. 4 The fourth order Bernstein polynomial and relative shape function

键位置的坐标、斜率和曲率作为设计变量,通过建立 并求解线性方程组获得伯恩斯坦多项式的系数,这 使得设计参数具备了明确的物理意义,即直观性。 Kulfan 等<sup>[14]</sup>对形函数为多项式的CST曲线前缘曲率 约束和尾缘斜率约束进行了严格的推导,得到常数 项 $a_0 \neq 0$ 时,前缘斜率为∞; $a_0$ 与前缘曲率半径 $\rho_0$ 和曲 线长度 c之间满足下式

$$a_0 = \sqrt{\frac{2\rho_0}{c}} \tag{5}$$

尾缘斜率与形函数最后一项系数 a"满足下式

$$a_n = \tan\beta + \Delta\xi_{\rm te} \tag{6}$$

文献[15]给出的约束条件中,上述两式仍然满足,经推导,对于以任意3阶连续函数作为型函数的 CST曲线,只需保证式(7)成立,就可以保证前缘斜率 无穷大,前缘曲率和后缘斜率等于给定值。权重系 数求解过程可以参考文献[15]。

$$\begin{cases} S(0) = \sqrt{\frac{2\rho_0}{c}} \\ S(1) = \tan\beta + \Delta\xi_{te} \end{cases}$$
(7)

Christie等<sup>[7]</sup>提出了HiCST曲线,将整条曲线以最 大半径处为界(如图5所示)分为I,I两段,I段用3 阶iCST曲线设计,II段用6阶iCST曲线设计,II段曲 线起点的坐标、斜率、二阶导数和三阶导数与I段终 点对应参数的值相等。

2.1.2 LiCST曲线

对于 iCST 曲线,由于型函数的基函数在整个设 计区间内都非零,因此 iCST 曲线任意一点坐标受到



Fig. 5 HiCST curve

所有基函数的影响,局部约束的变化的会对整条型 线产生影响,不具备局部性。由于B样条曲线的基函 数在设计区间的子区间内非零,具有局部支撑性,因 此,用B样条基函数代替伯恩斯坦多项式对iCST曲 线进行拓展,可以获得具有局部支撑性的LiCST曲 线。LiCST曲线的类函数与iCST曲线相同,其形函数 定义如式(8)所示,形函数的基函数定义<sup>[16]</sup>如式(9) 所示。

$$S(\psi) = \sum_{i=0}^{N} \left[ b_{i} \cdot N_{i,k}(\psi) \right]$$
(8)  
$$\begin{cases} N_{i,0}(\psi) = \begin{cases} 1, \psi \in \left[ \psi_{i}, \psi_{i+1} \right] \\ 0, \psi \notin \left[ \psi_{i}, \psi_{i+1} \right] \end{cases} \\ N_{i,k}(\psi) = \frac{\psi - \psi_{i}}{\psi_{i+k} - \psi_{i}} N_{i,k-1}(\psi) + \\ \frac{\psi_{i+k+1} - \psi}{\psi_{i+k+1} - \psi_{i+1}} N_{i+1,k-1}(\psi) \\ \frac{0}{0} = 0 \end{cases}$$
(9)

式中 $\psi$ 为自变量,非递减序列 $\{\psi_i\}$ 为节点矢量,k为基函数的阶次。

图 6 给出了 4 次 B 样条基函数及由其加权组合形成的形函数。相比于文献[13]中的改进 CST 曲线,本文发展的 LiCST 曲线以关键位置的坐标、斜率和曲率为设计变量,设计变量具有明确的物理意义。



rig. 6 The fourth order B-spline dasis functions and relative shape function

#### 2.2 参数化定义

短舱气动型面如图 7 所示,主要包括进气道和外 罩。图 8 给出了短舱设计的坐标系,以短舱进口面的 几何中心 O 为坐标原点,从短舱进口到外罩出口平行 发动机轴线的方向为 X 轴正方向,垂直向上为 Y 轴正 方向,根据右手法则确定 Z 轴正方向,相应的短舱壁 面上任一点 M 的圆柱坐标为(r,θ,x),其中径向坐标 r 为点 M 到 X 轴的距离;周向坐标 θ 为线段 OM 在 XOY 平面的投影与 Z 轴正方向的夹角,沿 X 轴正方向看, 逆时针为正;轴向坐标 x 为点 M 到 XOY 平面的距离。



Fig. 8 Coordinate system and key profile curve of nacelle

图 8 也给出了短舱气动型面的关键截面型线和 一条纵向型线。图中蓝线为关键截面型线,从左到 右依次为短舱进口截面型线,进气道喉道截面型线, 进气道出口截面型线,外罩最大截面型线和外罩出 口截面型线。由于进气道出口和外罩出口分别与风 扇机匣进口和外涵喷管出口相接,因此这两处的截 面型线为标准的圆,关键几何参数为其半径。进气 道进口截面型线和喉道截面型线是椭圆,关键几何 参数为其长短半轴。外罩最大截面型线是一条非标 准的封闭曲线,关键几何参数如图9所示,主要包括 外罩最大截面最大径向距离处的周向坐标 $\theta_{m}$ ,周向 坐标为-90°, $\theta_{m}$ ,0°,45°和90°处的径向距离 $R_{m}$ (-90°),  $R_{\rm m}(\theta_{\rm m}), R_{\rm m}(0^\circ), R_{\rm m}(45^\circ)$ 和 $R_{\rm m}(90^\circ)$ 。图中红色线是 周向坐标为θ的短舱纵向型线,以进口为界,分为进 气道纵向型线和外罩纵向型线。参照文献[6]中轴 对称短舱的参数化定义,图 10 给出了周向坐标为 $\theta$ 的 短舱纵向型线的关键几何参数,主要包括进气道进 口半径 $R_1(\theta)$ ,进气道唇口曲率半径 $\rho(\theta)$ ,进气道喉 道半径 R<sub>th</sub>(θ),进气道出口半径 R<sub>2</sub>,外罩最大截面 半径 R<sub>m</sub>(θ),外罩出口半径 R<sub>19</sub>,进气道唇口段长度 L<sub>h</sub>  $(\theta)$ ,进气道长度 $L_i(\theta)$ ,外罩前段长度 $L_m(\theta)$ ,外罩总 长度 $L_{\epsilon}(\theta)$ 和外罩出口船尾角 $\beta_{\epsilon}$ 。除进气道出口半径、 外罩出口半径和外罩出口船尾角外,其它参数均为 周向坐标θ的函数。

#### 2.3 关键截面型线设计

短舱进口面积不仅会影响巡航条件下进气道内 部流动损失、溢流阻力、外罩阻力及外罩阻力发散马



Fig. 9 Key geometric parameters of the maximum area cross section of cowl



profiles

赫数的大小,还会影响大攻角条件下进气道内部流动损失和出口气流畸变。根据文献[17],进气道进口面积可按式(10)计算。

$$A_1 = \frac{\sqrt{RT_0} W_2}{\sqrt{\gamma} p_0 M a_0 \varphi} \tag{10}$$

式中 $p_0, T_0$ 和 $Ma_0$ 是短舱设计条件下的环境静压、静温和飞行马赫数; $W_2$ 为发动机空气流量; $\gamma$ 和R分别是空气的比热比和气体常数; $\varphi$ 是进气道流量系数,取值一般在 0.65~0.75<sup>[17-18]</sup>。

进气道进口截面使用椭圆设计,给定进气道进 口截面的宽高比*K*<sub>1</sub>,周向坐标为θ处进气道进口径向 坐标可以根据式(11)计算。

$$R_1(\theta) = \sqrt{\frac{A_1}{\pi}} \sqrt{K_1(\cos\theta)^2 + \frac{1}{K_1}(\sin\theta)^2} \quad (11)$$

根据一维等熵管流理论,在飞行条件和发动机 流量给定的条件下,喉道面积直接决定喉道平均马 赫数 Ma<sub>th</sub>。喉道平均马赫数过大会导致进气道内 部的流动损失增大,尤其当喉道马赫数>0.8时,进 气道内部流动性能会急剧恶化。根据文献[19-20],为避免进气道内部产生过大的流动损失和畸 变,进气道喉道平均马赫数一般≤0.75。周向坐标

$$R_{\rm th}(\theta) = \sqrt{\frac{A_1}{Cr \cdot \pi}} \sqrt{K_1(\cos\theta)^2 + \frac{1}{K_1}(\sin\theta)^2} \quad (12)$$

式中 Cr为进气道唇口收缩比,定义为进气道进口面积与喉道面积的比值。

对于轴对称短舱在0°攻角,流量系数<1的条件下,外罩前部阻力发散马赫数*Ma*<sub>d,r</sub>与外罩最大截面 半径和外罩前段长度之间存在经验关系<sup>[17]</sup>,如式 (13)所示。

$$Ma_{\rm d,f} = 1 - \frac{1}{4} \sqrt{\left(1 - \frac{R_{\rm l}}{R_{\rm m}}\right)^2} \frac{R_{\rm m}}{L_{\rm m}}$$
(13)

对于涡扇发动机短舱 R<sub>m</sub>/R<sub>1</sub>典型的取值为1.11~ 1.25, L<sub>m</sub>/R<sub>m</sub>一般要>0.55。并且 Ma<sub>d,f</sub>随着攻角增大而 减小,攻角每增大1°, Ma<sub>d,f</sub>减小0.003<sup>[17]</sup>。对于非轴对 称短舱,由于来流攻角的影响,在不同周向位置,短 舱纵向型线的相对攻角并不相同,虽然通过设计交 错角对外罩阻力发散性能进行了改善,但还可以通 过合理地设计外罩最大截面径向距离的周向分布进 一步提升。外罩最大截面径向距离分布可以使用分 段曲线设计,如式(14)所示。

$$R_{\rm m}(\theta) = \begin{cases} R_{\rm m} \quad (\theta = -\frac{\pi}{2}) \\ f_1(\theta) \quad (-\frac{\pi}{2} < \theta < \theta_{\rm m}) \\ R_{\rm m}(\theta_{\rm m}) \quad (\theta = \theta_{\rm m}) \\ f_2(\theta) \quad (\theta_{\rm m} < \theta < 0) \\ R_{\rm m} \quad (0 \le \theta \le \frac{\pi}{2}) \end{cases}$$
(14)

已知短舱进口面积A<sub>1</sub>和外罩前段扩张比R<sub>m</sub>/R<sub>1</sub>, R<sub>m</sub>可按式(15)计算,为了给发动机附件提供足够的 空间,外罩在斜下方凸起,外罩最大截面在周向角为  $\theta_m 位置径向距离最大,可按式(16)计算。$ 

$$R_{\rm m} = \frac{R_{\rm m}}{R_{\rm l}} \sqrt{\frac{A_{\rm l}}{\pi}} \tag{15}$$

$$R_{\rm m}(\theta_{\rm m}) = K_2 R_{\rm m} \tag{16}$$

式中 K<sub>2</sub>为外罩最大截面最大径向距离与 R<sub>m</sub>的 比值。

 $f_1(\theta)$ 采用三阶 iCST 曲线设计,在- $\pi/2 \le \theta \le \theta_m$ 内, 最大截面半径随周向角的变化的曲线"前尖后尖", 因此 $N_1$ =1.0, $N_2$ =1.0。在曲线起点和终点施加斜率和 曲率约束,求解线性方程组可以获得伯恩斯坦多项 式的系数,确定第一段曲线 $f_1(\theta)$ 。 $f_2(\theta)$ 的确定与  $f_1(\theta)$ 的设计类似,第三段为直线,所设计的外罩最大 截面径向距离分布如图 11 所示。





#### 2.4 纵向型线设计

2.4.1 进气道纵向型线设计

进气道包括唇口和扩压段,为了保证曲线的连续性和光顺性,整个进气道型线采用一条LiCST曲线 设计。LiCST曲线的形函数为4次B样条。节点矢量  $\psi$ ={-0.8,-0.6,-0.4,-0.2,0, $a_1$ , $a_1(1+q)$ , $a_1(1+q+q^2)$ ,  $a_1(1+q+q^2+q^3)$ ,1.0,1.2,1.4,1.6,1.8},式中 q=2.5, $a_1$ =  $(1-q)/(1-q^5)$ 。待求系数向量b={ $b_i$ },i=0,1,2,...,9。 令 $b_0$ = $b_1$ = $b_2$ 和 $b_7$ = $b_8$ = $b_9$ ,则有6个未知数需要求解。 通过给定短舱唇口曲率半径(0, $\rho(\theta)$ )、喉道位置 ( $L_{\rm th}(\theta)$ , $R_{\rm th}(\theta)$ )、斜率( $L_{\rm th}(\theta)$ ,0)、二阶导数( $L_{\rm th}(\theta)$ ,  $K_{\rm sth}$ )、进气道出口斜率( $L_i(\theta)$ ,0)和二阶导数( $L_i(\theta)$ ,  $K_{\rm s2}$ )共六个约束条件,求解线性方程组获得B样条基 函数的待求系数。

2.4.2 外罩纵向型线设计

外罩的纵向型线使用 HiCST 曲线设计。前段使 用 3 阶 iCST 曲线设计,有 4 个待求系数,通过给定唇 口曲率半径(0, $\rho(\theta)$ )、最大半径处的坐标( $L_m(\theta)$ ,  $R_m(\theta)$ )、斜率( $L_m(\theta)$ ,0)和出口斜率( $L_m(\theta)$ ,tan( $\beta$ ))四 个约束条件,求解线性方程组获得未知系数,设计出 整条 3 阶 iCST 曲线,仅保留前段。后段采用 6 阶 iC-ST 曲线设计,共有 7 个待定系数,通过给定进口曲率 ( $0,\rho(\theta)$ )、最大半径处的坐标( $L_m(\theta), R_m(\theta)$ )、斜率 ( $L_m(\theta), 0$ )、二阶导数( $L_m(\theta), K_{sm}$ )、三阶导数( $L_m(\theta)$ ,  $K_{Tm}$ )、出口斜率( $L_m(\theta), tan\beta$ )和出口二阶导数( $L_m(\theta)$ ,  $(\theta), 0$ )共7个约束条件,求解线性方程组获得 7 个待 定系数,设计出整条 6 阶 iCST 曲线,仅保留后段,最后 将前段和后段组合建立外罩纵向型线。

#### 2.5 三维气动型面设计

在完成任意周向坐标 θ处的纵向型线设计后,对 于进气道或外罩而言,即获得了该周向位置径向坐 标 r 随轴向坐标 x 变化的函数关系 r=r(x)。由于周向 坐标 θ 的选择具有任意性,因此,对于给定的周向坐 标和轴向坐标的组合(*θ*,*x*),有唯一的径向坐标*r*与之 对应,即存在函数关系*r*=*r*(*θ*,*x*)。这种函数关系即为 圆柱坐标系下短舱曲面的数学模型,在直角坐标系 下如式(17)所示。

$$\begin{cases}
X = x \\
Y = r(\theta, x) \cos(\theta) \\
Z = r(\theta, x) \sin(\theta)
\end{cases}$$
(17)

根据上述短舱气动型面设计方法,编写了曲率 连续的非轴对称短舱气动型面参数化设计程序。 图 12给出了使用该程序设计的UHBPR短舱主视图 和左视图。



# 3 UHBPR 短舱设计结果对比分析

为了对所建立的曲率连续的非轴对称短舱气动 型面参数化设计方法进行评价,对比研究了使用基 于圆锥曲线的方法设计的UHBPR短舱M1和所建立 的方法设计的UHBPR短舱M2气动型面的曲率半径 分布、设计工况流动特性和气动性能及非设计工况 流动特性和气动性能。

# 3.1 曲率半径分布对比分析

图 13~17 给出了 M1 短舱和 M2 短舱曲率半径分 布对比,首先对云图中的标尺作以简要说明。为了 对当地曲率中心在曲面内外两侧作以区分,曲率半 径有正有负;同时,由于进气道和外罩壁面曲率半径 的绝对值从某一常值(唇口前缘)增大到无穷大(外 罩出口),因此,曲率半径云图中,自下向上标尺数值 从某一负值减小到负无穷大,再由正无穷大减小到 某一正值,如图13所示。由于曲率半径变化范围大, 为了更清楚地对比M1短舱和M2短舱的曲率半径分 布,云图中标尺数值并非均匀分布,此时无穷大不在 标尺中间,而在绝对值最大的正数和负数中间的某 一位置,如图14和图15,在标尺上不便标出,这里专 门作以说明。同样,由于曲率半径变化范围大,当只 关注局部曲率变化时,云图中标尺数值范围仅为曲 率半径变化范围的一个从大到小的子区间,如图16 和17所示。

图 13 和图 14 给出了 M1 短舱和 M2 短舱外罩的 曲率半径分布对比。由图 13 可以看出, M1 短舱在最 大截面附近轴向曲率半径先减小后增大,存在明显 的曲率波动,且在左右两侧斜下方凸起处的变化较 为剧烈; M2 短舱仅在斜下方凸起处存在曲率半径先 减小后增大,且过渡光滑,没有波动。由图 14 可以看 出,从上部到下部, M1 短舱和 M2 短舱外罩周向曲率



Fig. 13 Curvature radius distribution on the cowl of M1 and M2 model in axial direction



Fig. 14 Curvature radius distribution on the cowl of M1 and M2 model in circumferential direction

半径均先增大后减小再增大。M2短舱外罩纵向型线 使用可以保证三阶连续的两段iCST曲线设计,在纵 向型线最大半径处,可以保证曲率连续;其关键截面 型线分别采用圆、椭圆,或使用二阶连续的曲线设计 径向距离分布,因此可以保证关键截面型线曲率连 续。由于不同周向位置纵向型线上任意一点坐标仅 由关键位置半径、斜率和曲率决定,而关键位置半 径、斜率和曲率分布沿周向连续,因此实现了外罩曲 率半径分布连续。

图 15 和图 16 分别给出了进气道轴向曲率半径 分布对比和周向曲率半径分布对比。由图 15 可以看 出,M1 短舱在进气道斜上部存在轴向曲率波动,M2 短舱进气道不存在这种曲率波动。由图 16 可以看 出,M1 短舱进气道壁面周向曲率分布云图上存在"斑



M2 model

Fig. 15 Curvature radius distribution on the intake of M1 and M2 model in axial direction



Fig. 16 Curvature radius distribution on the intake of M1 and M2 model in circumferential direction

点",即进气道壁面存在多个周向曲率半径的极值, 而M2短舱周向曲率半径不存在类似的曲率波动,原 因与外罩类似。图17给出了短舱唇口曲率半径分布 对比,由图可以看出,M1短舱唇口前缘存在明显的曲 率波动,而M2短舱唇口前缘不存在曲率波动。M2短 舱外罩纵向型线使用HiCST曲线设计,进气道纵向型 线使用LiCST曲线设计,可以指定外罩和进气道纵向 型线在前缘点的曲率半径,保证两段曲线在唇口前 缘点曲率半径相等。



Fig. 17 Curvature radius distribution on the lip of M1 and M2 model in axial direction

# 3.2 流动特性及气动性能对比分析

3.2.1 数值模拟方法及验证

排气系统喷流会对短舱的阻力性能产生十分重 要的影响[21],因此数值模拟所用的几何模型包含排 气系统。短舱和排气系统左右对称,考虑到计算成 本选择一半模型进行数值模拟研究。使用商用软件 Fluent进行流场数值模拟,采用密度基耦合求解器求 解三维可压缩 RANS 方程。控制方程中粘性项采用 二阶中心差分格式,对流项采用二阶迎风格式,时间 迭代采用全隐式格式。选择 SST k-ω 湍流模型, 工质 为理想气体。图18中给出了计算域、网格和边界位 置。计算域为半圆柱形区域,长度为160倍的短舱最 大半径,半径为80倍的短舱最大半径。采用结构化 网格对整个计算域进行网格划分,对壁面附近附面 层区域进行了加密处理,以保证壁面第一层网格高 度对应的 y<sup>+</sup>满足湍流模型的要求。远场 C 处和 D 处 使用压力远场边界, E处使用压力出口边界; F处使用 对称面边界:内流出口G处使用压力出口边界,同时 指定目标流量;喷管进口H处和J处使用压力进口边 界。为了验证数值模拟方法的准确性,使用文献 [22]中的 TPS 短舱模型进行了验证,图 19 给出了数 值模拟和试验测量所得短舱和核心后罩壁面压力系 数分布对比,图中L为外罩长度。由图可以看出数值 模拟结果与试验数据吻合良好,说明本文所采用的数值模拟方法能够准确模拟短舱内外流主要的流动结构。此外,本文采用三套不同数量的网格 Grid 1 (212万),Grid 2(460万)和 Grid 3(972万)进行了网格无关性分析,结果表明,使用 Grid 2和 Grid 3计算所得的壁面无量纲静压差值<1.6%。因此,本文最终选择网格数量为460万的 Grid 2进行数值模拟研究。



Fig. 18 CFD domain mesh and boundary condition of nacelle and exhaust sytem



短舱设计工况为巡航工况,飞行马赫数为0.8,飞 行高度为10.668km,进气道流量系数为0.77。由于大 攻角爬升工况,攻角和进气道流量系数都很大,对进 气道要求最为严苛;而为了保证飞行安全,短舱阻力 发散马赫数要比巡航马赫数高0.02,在飞行马赫数为 0.82的工况下,来流速度高,外罩容易出现激波,引 起阻力发散。因此,非设计工况主要考察了大攻角 爬升和飞行马赫数为0.82的飞行工况,其中近地面 大攻角爬升飞行马赫数0.25,飞行高度50m,进气道 流量系数1.64;马赫数为0.82的飞行工况,飞行高度 为10.668km,进气道流量系数为0.77。

3.2.2 设计工况

图 20 给出了设计工况 M1 短舱和 M2 短舱壁面压 力系数分布云图。由图 20(a)可以看出, M1 短舱外罩 最大截面位置附近存在明显的"带状"低压区, 压力 最低值在斜下方外罩外凸位置附近, 压力沿轴向存 在明显波动;M1短舱进气道扩压段前段斜上部存在 局部高压区,扩压段中部压力略有下降,扩压段后段 压力又有所上升。由图 20(b)可以看出,M2短舱外 罩在最大截面附近存在"片状"低压区,压力最低值 在外罩斜下方外凸位置附近,沿轴向和周向都不存 在波动;M2短舱进气道扩压段内不存在多个高 压区。



Fig. 20 Pressure coefficient distribution

气流沿外凸壁面流动时流线弯曲,流体微团由 于惯性会产生沿壁面外法线方向的加速度分量,即 离心加速度。在气流未分离时,气流绕外凸壁面流 动,必定存在某个力与流体微团的沿壁面外法线方 向的惯性力分量(离心力)近似平衡,如若不然,流体 微团将会远离壁面。在不考虑体积力的条件下,只 有压差力会与流体微团的离心力近似平衡,因此外 單壁面周围存在径向向外的压力梯度。由于径向无 限远处静压相等,所以外罩周围径向压力梯度较大 的区域壁面静压较小,附近的流速较高。外罩周围 的这种加速流动与外罩壁面的曲率分布和外罩壁面 附近速度分布相关。在最大截面附近,由于曲率半 径减小,气流会加速减压,同时此处气流速度较高, 壁面曲率波动引起流体微团离心力波动,进而使得 径向压力梯度波动,而径向无限远处静压相等,因此 会引起壁面静压波动。由图13可以看出,M1短舱在 最大截面附近轴向曲率半径存在明显波动,这使得 M1短舱外罩最大截面处存在沿流向的压力波动。在 图14中,M1短舱外罩沿周向从上往下周向曲率半径 先增大后减小再增大,仅使得静压沿周向先减小后 增大,并未形成沿周向静压先增大后减小再增大的 分布(如图 20(a)所示),这说明周向曲率半径分布对 流动影响较弱,一方面是因为周向曲率半径的变化 幅度较小,另一方面是因为短舱的流动以轴向流动 为主导,周向二次流速度较小。在图13中可以看出, M2短舱外罩壁面不存在轴向曲率波动,因此其外罩 最大截面附近壁面静压分布不存在波动,仅在外罩 外凸处存在低压区,且其压力系数最低值为-0.47,明 显高于M1短舱外罩外凸处的压力系数最低值-0.70。 由于进气道扩压器内气流速度相对较低,且M1短舱 进气道曲率波动较小,因此进气道壁面斜上部仅是 出现了以不同位置为中心的高压区,没有剧烈的压 力波动;M2模型进气道壁面曲率半径连续性很好,壁 面静压不存在多个高压区。

表1给出了巡航条件下短舱的气动性能,其中 $\sigma_i$ 是进气道总压恢复系数;D<sub>La</sub>,D<sub>Lf</sub>和D<sub>L</sub>分别是局部压 差阻力、摩擦阻力和总阻力。表中阻力以M1的相应 阻力为基准进行了无量纲化处理。可以看出 M1 和 M2模型巡航条件进气道总压恢复系数相同,这主要 是因为进气道内部流速较低,较小的曲率波动引起 的压力波动不会对进气道内部流动损失产生明显影 响。由表1中的数据也可以看出,相比于M1短舱, M2 短舱最大截面前后 1m 内(图 20 中两条白线范围 内)外罩壁面局部压差阻力减小了6.1%,摩擦阻力增 大了2.4%,总阻力减小了4.5%。外罩轴向曲率半径 分布的改善明显改善了壁面静压分布,使得外罩壁 面局部压差阻力减小;尽管外罩壁面附近低压高速 峰值降低,但是压力较低速度较高区域的面积有所 增大,因此摩擦阻力有所增大。压差阻力减小占主 导,因此局部阻力减小。

Table 1	Nacelle	performance i	in cruise	condition
		per tor manee		

Model	$\sigma_{ m i}$	$D_{\mathrm{L},p}$ /%	$D_{\rm L,f}$ /%	$D_{\rm L}/\%$
M 1	0.999	100	100	100
M2	0.999	93.9	102.4	95.5

3.2.3 非设计工况

图 21 给出了大攻角爬升条件下 M1 短舱和 M2 短舱进气道出口面无量纲总压分布对比,由图可以看

出,M1短舱进气道出口(Aerodynamic interface plane, AIP)最低无量纲总压为0.72,M2短舱进气道出口最 低无量纲静压为0.74,且相比于M1短舱,M2短舱进 气道出口平面无量纲总压低于0.77的区域明显减 小,即M2模型大攻角条件下进气道内部流动分离减 小,这使得大攻角爬升条件下短舱进气道总压恢复 系数提高了0.41%,进气道出口稳态周向总压畸变指 数降低了8.82%,如表2所示,其中 $\Delta\sigma_0$ 表示进气道稳 态周向总压畸变指数。进气道相关性能参数的定义 参见文献[23]。



Fig. 21 Nondimensional total pressure distribution on aerodynamic interface plane of M1 and M2 model

 Table 2
 Intake performance in climb condition with high

 Model
 σ<sub>i</sub>
 Δσ<sub>0</sub>

 M1
 0.977
 0.170

 M2
 0.981
 0.155

图 22 给出了马赫数为 0.82 的飞行工况下, M1 短 舱和 M2 短舱壁面等熵马赫数分布云图。壁面等熵 马赫数可根据式(18)计算。

$$Ma_{\rm ise} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[ \left( \frac{p_{\rm i0}}{p_{\rm w}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]}$$
(18)

式中*p*<sub>10</sub>是自由来流总压,*p*<sub>\*</sub>短舱壁面静压,*γ*是 比热比。

由图 22(a)可以看出,M1 短舱最大截面附近最大 等熵马赫数为1.2,与巡航条件下壁面压力系数分布 类似,最大截面等熵马赫数云图呈"带状"分布,在短 舱斜下方凸起位置附近出现了压缩波。由图 22(b) 可以看出,M2 短舱最大截面附近最大等熵马赫数仅 为1.1,且最大截面附近等熵马赫数云图呈"片状"分 布,短舱斜下方凸起位置附近没有压缩波。



表 3 给出了马赫数为 0.82 飞行工况下的短舱气动性能对比,由表可以看出,两个模型进气道总压恢复系数均为 0.999。相比于 M1 短舱, M2 短舱最大截面前后 1m 内外罩局部壁面压差阻力减小了 7.4%,摩擦阻力增大了 3.1%,总阻力减小了 5.5%。与表 1中的数据对比显示,飞行马赫数增大,短舱外罩壁面附近气流流动速度增大,曲率波动导致的短舱壁面压差阻力增加量变大,作为主导因素使得短舱壁面局

 Table 3 Nacelle performance in condition that the free stream Ma=0.82

Model	$\sigma_{ m i}$	$D_{\mathrm{L},p}$ /%	$D_{\rm L,f}$ /%	$D_{\rm L}/\%$
M 1	0.999	100	100	100
M2	0.999	92.6	103.1	94.5

## 4 结 论

部总阻力增加量变大。

本文建立了曲率连续的非轴对称短舱气动型面 参数化设计方法,从气动型面曲率半径分布、设计工 况和非设计工况的流动特性及气动性能三个方面对 使用所建立的方法与基于圆锥曲线方法设计的UHB-PR短舱进行了对比研究,主要结论如下: (1)与基于圆锥曲线的设计方法相比,本文建立的曲率连续的非轴对称短舱气动型面参数化设计方法避免了短舱前缘、外罩最大截面附近轴向曲率半径的波动及进气道内部周向曲率半径的波动,可以设计出曲率半径分布更为光顺的短舱气动型面。

(2)短舱气动型面曲率连续可以有效避免马赫数为0.8的巡航工况和马赫数为0.82的飞行工况下 外罩最大截面附近的壁面压力波动和等熵马赫数 波动,使得外罩壁面局部阻力分别降低了4.5%和 5.5%。

(3)基于 LiCST 曲线设计的进气道可以减小大攻 角爬升条件下进气道内部的流动分离,使得进气道 总压恢复系数提高了 0.41%,稳态周向总压畸变指数 降低了 8.82%。

**致** 谢:感谢国家自然科学基金、民机专项科研项目和 中央高校基本科研业务费专项资金的资助。

#### 参考文献

- [1] The GE90-An Introduction [EB/OL]. https://www.docin. com/p-1440655295.html, 2020-10-10.
- [2] 章欣涛,冯丽娟,王 维,等.民用航空涡扇发动机 短舱外部阻力试验方法研究[J].推进技术,2021,42
  (2): 241-248. (ZHANG Xin-tao, FENG Li-juan, WANG Wei, et al. Test Method of External Drag of Civil Aviation Turbofan Engine Nacelle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2): 241-248.)
- [3] Zhu F, Qin N. Intuitive Class/Shape Function Parameterization for Airfoils[J]. *AIAA Journal*, 2014, 52(1): 17-25.
- [4] ESDU. Drag of Axisymmetry Cowls at Zero-Incidence for Subsonic Mach Numbers[R]. England: Engineering Sciences Data Unit, 1994.
- [5] Albert M, Bestle D. Aerodynamic Design Optimization of Nacelle and Intake[R]. ASME GT 2013-94857.
- [6] Alexander H, StanKowski T, Macmanus D G, et al. Parametric Geometry and CFD Process for Turbofan Nacelles[R]. ASME GT 2016-57784.
- Christie R, Robinson M, Tejero F, et al. The Use of Hybrid Intuitive Class Shape Transformation Curves in Aerodynamic Design [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 95(10).
- [8] Albert M, Bestle D. Automatic Design Evaluation of Nacelle Geometry Using 3D-CFD[R]. AIAA 2014-2039.
- [9] 强旭浩,王占学,刘增文,等. 涡扇发动机短舱设计 方法研究[J]. 机械设计与制造, 2013, (11): 23-25.
- [10] Fang X M, Zhang Y F, Chen H X. Transonic Nacelle Aerodynamic Optimization Based on Hybrid Genetic Algorithm[R]. AIAA 2016-2833.

- [11] Zhong Y J, Li S Y. A 3D Shape Design and Optimization Method for Natural Laminar Flow Nacelle [R]. ASME GT 2017-64379.
- [12] Sobieczky H. Parametric Airfoils and Wings [J]. Notes on Numerical Fluid Mechanics, 1998, 68: 71 - 88.
- [13] 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.
- [14] Kulfan B, Bussoletti J. "Fundamental" Parametric Geometry Representations for Aircraft Component Shapes [R]. AIAA 2006-6948.
- [15] Christie R, Alexander H, MacManus D G. An Automated Approach to Nacelle Parameterization Using Intuitive Class Shape Transformation Curves[R]. ASME GT 2016-57849.
- [16] 施法中.计算机辅助几何设计与非均匀有理B样条[M].北京:高等教育出版社,2001.
- [17] 《飞机设计手册》总编委会.飞机设计手册.第6册, 气动设计[M].北京:航空工业出版社,2002.

- [18] Matthew R, MacManus D G, Richards K. Short and Slim Nacelle Design for Ultra-High BPR Engines [R]. AIAA 2017-0707.
- [19] 顾文婷,赵振山,周翰玮,等. 翼身融合背撑发动机 布局的动力短舱设计[J]. 航空学报, 2019, 40(9).
- [20] 强旭浩.民用发动机短舱及排气系统一体化设计[D]. 西安:西北工业大学,2013.
- [21] Wang W J, Zhou L, Wang Z X, et al. The Influence of Exhaust System on the Performance of the High Bypass Ratio Turbofan Engine Nacelle [R]. AIAA 2018-4669.
- [22] Hirose N, Asai K, Kawamura R, et al. Euler Flow Analysis of Turbine Powered Simulator and Fanjet Engine [J]. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7(6): 1015-1022.
- [23] 齐 旻,王占学,周 莉,等.唇口几何参数对短舱进气道性能影响数值研究[J].推进技术,2020,41
  (9):2021-2030. (QI Min, WANG Zhan-xue, ZHOU Li, et al. Numerical Study on Effects of Lip Geometric Parameters on Performance of Nacelle Inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(9): 2021-2030.)

(编辑:朱立影)