

# 动力短舱多点气动优化设计



顾文婷,马坤,韩杰

航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

**摘要:**跨声速发动机短舱的设计过程十分复杂,其设计往往需要在相互矛盾的设计要求中进行权衡。本文针对带动力短舱多点气动设计问题,采用类别形状函数变换法(CST)进行几何外形参数化,结合Kriging代理模型、Pareto遗传算法和松散式代理模型管理框架,构建了动力短舱多点优化设计平台。在巡航状态,优化目标是降低短舱外表面最大马赫数使短舱阻力减小,提高外流性能;在最大推力状态,优化目标是降低进气道最大马赫数使进气品质提升,提高内流性能。与初始短舱相比,优化设计结果在两个设计点性能上均有所提高,最大马赫数在巡航状态最多降低5%,而在最大推力状态最多降低10%。参数影响规律表明,短舱头部参数对外流和内流性能影响较大,且影响规律不同,应作为短舱综合优化设计的主要参数,并采用不同的优化设计策略。Pareto前沿阵面可以给出满足不同工程设计要求的最优方案。研究表明,本文建立的优化设计平台为动力短舱设计提供了有效工具,优化设计结果具有工程参考价值。

**关键词:**动力短舱; 类别形状函数变换法; Pareto遗传算法; Kriging代理模型; 多点优化

中图分类号:V211.6

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.02.003

短舱是飞机动力装置的重要组成部分,短舱设计是民用飞机设计中不可或缺的一部分。发动机短舱设计的主要目的是为发动机提供流线型外包络,使短舱对飞机性能的影响最小<sup>[1]</sup>。发动机短舱的设计必须综合考虑空气动力学、推进和结构等多学科之间的兼容性。为了提高巡航性能,短舱设计应减小阻力。此外,短舱必须保证在非设计状态下以最小的压力损失和进气畸变为发动机提供高质量进气。短舱设计通常是一个反复迭代的过程,很难获得最佳的设计方案。

与飞机机翼设计不同,关于短舱气动设计的资料有限。M. Albert等<sup>[2-3]</sup>使用全局算法对短舱进行了优化。基于混合遗传算法,Fang Xiaoming等<sup>[4]</sup>对跨声速短舱进行了气动优化。C. Lee等<sup>[5]</sup>将贝叶斯模型应用于发动机短舱的设计。K. Uenishi等<sup>[6]</sup>和R. Wilhelm<sup>[7]</sup>针对单独短舱和翼吊短舱提出了反设计方法。国内学者的早期研究侧重于短舱进气道设计<sup>[8]</sup>,近几年才聚焦大涵道比涡扇发动机短舱开展设计和尺寸优化<sup>[9-10]</sup>研究。全局优化耗时大,使其难以在工程中应用,而反设计的目标压力分布在多约束条件下很难确定。考虑到发动机短舱的诸多设计要求,多点优化可以实现快速、高效的设计。此外,与通气短舱不同,带动力短舱可以

模拟发动机不同工况。

为了同时提高短舱不同设计点性能,本文建立了一套多点优化设计方法。采用高精度数值方法分析带动力短舱在巡航状态和最大推力状态下的气动性能,采用基于类别形状函数变换法(CST)的方法对进气道和短舱外罩进行几何参数化。结合Kriging代理模型和Pareto遗传算法,在计算效率和计算精度之间取得平衡。根据典型状态下短舱的设计要求,提出优化目标和约束条件。研究表明,本文建立的优化设计平台为动力短舱设计提供了有效工具,优化结果具有工程参考价值。

## 1 气动分析方法

本文采用雷诺平均N-S方程(RANS)进行气动估算,空间离散为有限体积法,湍流模型为SST模型,时间推进采用当地时间步长加速收敛。轴对称发动机短舱的数值模拟本质是二维的,可通过在1°圆周向切片上施加周期性边界条件实现三维数值模拟<sup>[5]</sup>。发动机工作过程十分复杂,直接真实模拟难以实现<sup>[11]</sup>,在飞机气动设计中主要关心发动机进排气的影晌<sup>[12]</sup>。本文通过进排气边界条件模拟发动机动力效应,在计算流体力学(CFD)模拟过程中只需给定发

收稿日期: 2023-07-31; 退修日期: 2023-11-27; 录用日期: 2024-01-23

基金项目: 航空科学基金(2020Z006003001)

引用格式: Gu Wenting, Ma Kun, Han Jie. Multipoint aerodynamic design optimization of powered-on nacelle [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(02): 23-30. 顾文婷,马坤,韩杰. 动力短舱多点气动优化设计[J]. 航空科学技术, 2024, 35(02): 23-30.

动机进气口和内外涵道出口处的物理参数<sup>[13-14]</sup>。

选取“NAL-AERO-02-01”涡轮动力模拟器(TPS)风洞试验模型<sup>[15]</sup>对本文采用的数值方法进行验证,模型对称面网格如图1所示。计算状态为: $Ma=0.801$ , $Re=1.0 \times 10^6$ , $\alpha=0^\circ$ 。发动机处于巡航工况,进气流量为12.663kg/s,相应的进气质量流比(MFR)为0.523,MFR定义为远场捕获流管截面积与进气道入口面积之比。外涵道出口边界总压比、总温比分别为1.43、1.133,内涵道出口边界总压比、总温比分别为1.125、0.61。图2给出了短舱表面压力分布数值模拟与风洞试验结果的对比,可以看出,计算值与试验值吻合良好,压力峰值位置、大小模拟准确。

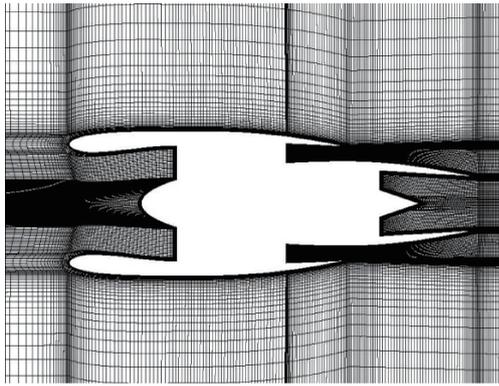


图1 TPS模型对称面网格

Fig.1 The mesh on symmetry plane of TPS model

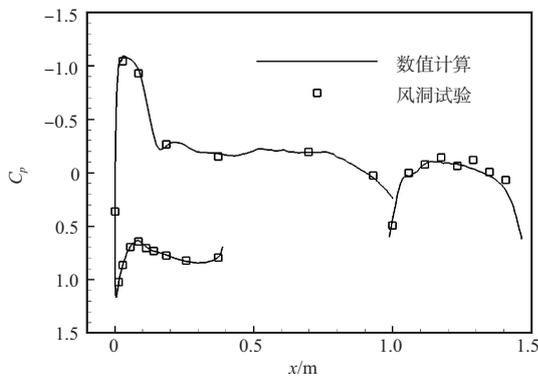


图2 短舱表面压力分布对比

Fig.2 Comparison between the surface pressure distribution

## 2 优化设计方法

### 2.1 参数化方法

合适的几何参数化方法对优化设计至关重要。CST是一种常用的翼型参数化方法,最早由B. Kulfan等<sup>[16-17]</sup>提出,采用一个类别函数 $C(\psi)$ 和一个形状函数 $S(\psi)$ 对短舱型面

进行参数化,具有精度高、设计参数少的优点。本文对适用于翼型的CST参数化方法进行改进,用来参数化描述短舱外表面和进气道

$$\xi_i(\psi) = C(\psi)S_i(\psi), i = 1, 2 \quad (1)$$

式中, $\psi$ 为单位化横坐标, $\psi=(x-x_0)/(x_1-x_0)$ ;  $\xi_i$ 为单位化纵坐标, $y/(x_1-x_0)$ ;  $x, y$ 为几何外形横、纵坐标值; $x_0, x_1$ 为几何外形前、后缘点横坐标值。

类别函数定义了几何外形的类别,式(2)可以表示NACA系列翼型,形状函数用来表示几何外形的变化,本文采用 $N$ 阶Bernstein多项式表示形状函数,如式(3)所示<sup>[18-19]</sup>

$$C(\psi) = \sqrt{\psi(1-\psi)}, i = 1, 2 \quad (2)$$

$$S_i(\psi) = \begin{cases} \sum_{k=0}^N [A_k \psi^k \cdot (1-\psi)^{N-k}] & \text{for } i = 1 \\ \sum_{k=0}^N [B_k \psi^k \cdot (1-\psi)^{N-k}] & \text{for } i = 2 \end{cases} \quad (3)$$

式中, $A_k, B_k$ 均为多项式系数。

根据式(1)~式(3), $\xi(0) = \xi(1) = 0$ ,函数 $\xi(\psi)$ 前、后缘点坐标分别为(0, 0)和(0, 1),如图3所示。将式(1)加以修改,得到式(4),则函数 $y_i(\psi)$ 能够表示前、后缘点分别在 $(x_0, y_0)$ 和 $(x_1, y_1)$ 的短舱几何外形

$$y_i(\psi) = y_0 + \xi_i(\psi) + (y_1 - y_0)\psi, i = 1, 2 \quad (4)$$

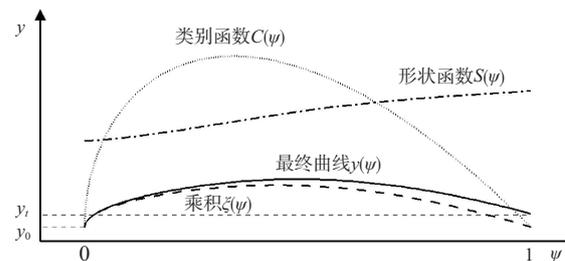


图3 CST模型组成

Fig.3 Components of the CST model

为了使参数化方法能够更直观地描述短舱几何外形,可以建立Bernstein多项式系数与几何参数的关系,用一些具有几何意义的参数代替多项式系数,对CST方法提出改进。系数 $A_0, B_0$ 可以用前缘半径 $R$ 表示,同时还可以起到保证短舱前缘曲率连续的作用,系数 $A_N, B_N$ 则与尾缘角 $\beta_1, \beta_2$ 有关,如式(5)所示

$$\begin{aligned} A_0 &= \sqrt{2R(x_1 - x_0)} \\ B_0 &= -\sqrt{2R(x_2 - x_0)} \end{aligned} \quad (5)$$

$$A_N = y_1 - y_0 - (x_1 - x_0) \tan \beta_1$$

$$B_N = y_2 - y_0 - (x_2 - x_0) \tan \beta_2$$

图4给出了采用改进后的CST参数化方法表示的短舱

几何外形示意图。由于风扇直径和喷管出口直径对于设计点循环参数确定的发动机是固定值,因此 $x_1, y_1, x_2, y_2$ 为常数。取6阶Bernstein多项式,共15个设计变量,参数的矢量表示形式为

$$p = [R, x_0, y_0, A_1, A_2, A_3, A_4, A_5, \dots, \beta_1, B_1, B_2, B_3, B_4, B_5, \beta_2]^T \in IR^{15} \quad (6)$$

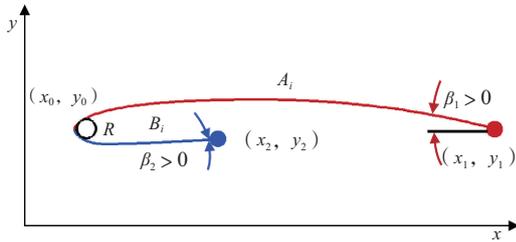


图4 CST模型示意图

Fig.4 The schematic diagram of CST model

为验证参数化方法的表示精度,对某短舱几何外形采用上述方法进行参数化。由图5可知,短舱外表面和进气道参数化前后相对误差均低于0.2%,可以满足短舱优化设计的精度需求。

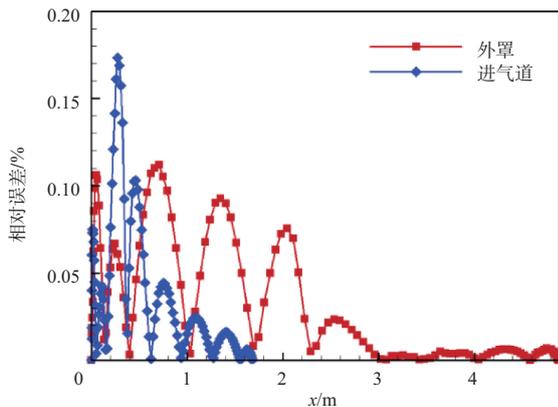


图5 参考短舱CST参数化误差

Fig.5 Approximation errors of CST model for the reference nacelle

## 2.2 代理模型

优化设计中需要对单独短舱进行大规模CFD分析,其计算量不适于工程应用。为提高优化效率,本文选择了结构简单、计算量小、精度高、对样本点拟合效果好的代理模型。

首先,采用拉丁超立方方法(LHS)<sup>[20]</sup>在设计空间内进行样本选取;其次,采用第2节所述CFD方法对样本点气动

性能进行评估;最后,使用Kriging模型建立代理模型,该代理模型对非线性问题具有良好的预测能力<sup>[21]</sup>。

## 2.3 优化算法

遗传算法(GA)是一种基于进化理论和遗传学的全局优化方法。该算法从初始种群开始,根据下一代的适应度值在设计空间内进行搜索。采用该方法,可以避免局部最优解,保证全局优化能力。遗传算法具有较强的鲁棒性、良好的适应性和可扩展性,易于与代理模型等技术相结合,形成更好的混合算法。

Pareto方法是根据“非劣原则”对多个个体进行排序的一种方法,通常一个多目标问题具有多个Pareto解,可以组成Pareto最优解集。将Pareto方法评判标准引入GA的适应度评价体系,就可把两者结合起来,形成适用于处理多目标优化问题的Pareto遗传算法(PGA)。因此,本文的优化算法采用PGA方法<sup>[22]</sup>。

## 2.4 优化流程

本文构建的动力短舱优化平台主要由分析模块和优化模块组成,如图6所示。分析模块对参数化表示的短舱几何外形自动生成网格,然后评估短舱气动性能;优化模块采用Pareto遗传算法求解多点优化问题的最优解集,引入代理模型提高短舱优化效率。

为了提高代理模型精度,使采用代理模型得到的设计结果收敛于真实最优解,本文建立了松散式代理模型管理框架。采用代理模型预测优化过程中短舱气动性能,然后用CFD方法对Pareto解集进行校正,当预测精度达不到5%误差限时,将该轮校正值添加到代理模型样本中,并更新代理模型。最后,需要对最优解集进行筛选,获得满足约束条件的Pareto前沿解。

## 3 优化设计分析

本文选取的初始短舱是为某跨声速民机设计的,短舱设计主要考虑了两个典型状态:巡航状态和最大推力状态。其中,巡航状态为跨声速发动机短舱的设计状态,而最大推力状态出现在飞机起飞阶段发动机以相当高的MFR时,是典型的非设计状态。本文针对轴对称短舱开展设计,因此在优化过程中没有考虑侧风或大迎角等状态。巡航状态和最大推力状态的设计条件见表1。由于设计空间对最优解的影响很大,本文将参数变化范围限制在 $\pm 10\%$ 和 $\pm 2^\circ$ ,以确保几何参数化和网格自动生成可成功进行。获得短舱的压力分布后,可以通过等熵关系式将静压转换为当地马赫数,如式(7)所示

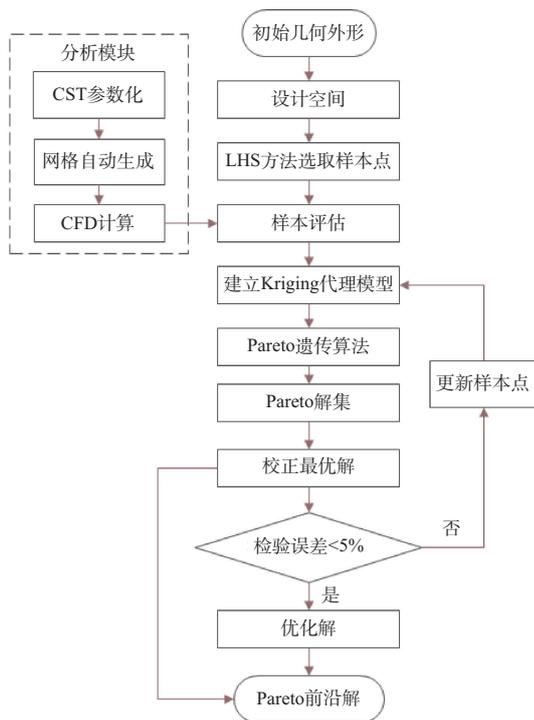


图6 优化设计流程

Fig.6 The flowchart of optimization process

表1 设计条件

Table 1 Design conditions

边界条件	巡航	最大推力
马赫数	0.80	0.13
高度/km	11.58	0
迎角/(°)	0	0
进气物理流量/(kg/s)	391.156	919.048
外涵道出口总压/Pa	48438.8	137165.5
外涵道出口总温/K	275.5	318.0
内涵道出口总压/Pa	31228.8	113107.7
内涵道出口总温/K	639.5	723.0

$$Ma = \sqrt{2 \left[ \left( \frac{p_{0,\infty}}{p} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1 \right] / \gamma - 1} \quad (7)$$

式中,  $p_{0,\infty}$  是自由流总压;  $\gamma$  是等熵膨胀系数, 在标准大气下,  $\gamma = 1.4$ 。

巡航状态下, 发动机在较高马赫数和相对较低的 MFR 下工作, 会在短舱外表面前缘形成超声速区, 为了减小短舱阻力, 提高短舱外流性能, 应使超声速区缩小, 可以通过降低高速巡航状态短舱外表面最大马赫数实现, 巡航状态短舱外表面最大马赫数用  $Ma_{H1}$  表示; 下标 H 代表高速巡航状态, 1 代表外表面。最大推力状态下, 由于发动机的 MFR 较高, 进入进气道的空气在唇口附近加速, 造成压力损失和进气质量变差, 此时可以通过降低进气道最大马赫数提高短

舱进气道性能, 低速最大推力状态进气道最大马赫数用  $Ma_{L2}$  表示; 下标 L 代表低速最大推力状态, 2 代表进气道。为提升短舱在不同工作状态下的性能, 需同时最小化上述两个目标, 开展动力短舱多点综合优化设计。

为使优化结果满足工程应用要求, 还需添加合适的约束条件, 分别是气动约束和几何约束。气动约束使巡航状态进气道最大马赫数  $Ma_{H2}$  和低速最大推力状态外表面最大马赫数  $Ma_{L1}$  不高于初始方案, 上标 ref 代表初始短舱分析结果。几何约束保证优化短舱外形可以满足几何参数设计要求。短舱入口面积与喉道面积之比 (收缩比 CR) 与进气道总压损失有关, 取值范围为 1.2~1.35。进气长度  $L_{in} = x_2 - x_0$  与短舱最大直径  $D_{max}$  之比与临界质量流量比有关, 也应参考初始方案予以限制。多点优化设计目标和约束表示如下

$$\text{目标: } \min \begin{bmatrix} Ma_{H1} \\ Ma_{L2} \end{bmatrix}$$

$$\text{约束: } Ma_{H2} \leq Ma_{H2}^{ref} \quad Ma_{L1} \leq Ma_{L1}^{ref} \quad (8)$$

$$1.2 \leq CR \leq 1.35$$

$$0.9 \left( L_{in} / D_{max} \right)^{ref} \leq \left( L_{in} / D_{max} \right) \leq 1.1 \left( L_{in} / D_{max} \right)^{ref}$$

采用量纲一 (旧称无量纲) 形式表示的短舱多点优化设计结果如图 7 所示, 蓝色三角形代表初始短舱, 红色圆圈是满足约束条件的 Pareto 前沿, 从中选择了三个典型设计方案。从短舱 A 到短舱 C, 巡航状态外表面最大马赫数降低, 而最大推力状态下进气道最大马赫数增加。初始短舱和各典型方案之间几何外形, 以及两状态下表面压力分布的对比分别如图 8、图 9 所示, 优化目标和约束值见表 2。从短舱多点优化设计结果可以看出, 在满足短舱基本性能要求的气动和几何约束下, 采用多点优化设计方法可以获得兼顾短舱内外流性能的设计方案。

为了更直观地展示短舱性能变化, 表 3 给出了初始方案和典型优化方案巡航状态短舱阻力和最大推力状态进气道总压恢复系数。对比表 2 和表 3 可以看出, 最大马赫数和短舱性能之间具有良好的一致性, 降低短舱外表面最大马赫数可以使短舱阻力减小, 从而提高短舱外流性能, 而降低进气道最大马赫数则可以减小总压损失, 使短舱内流性能提高。优化结果提供了一系列满足约束条件的短舱设计方案。

三个优化方案的内外流性能不同, 可为工程应用提供满足不同设计要求的短舱方案。短舱 A 内流性能最优, 与另两个短舱相比, 具有更大的进气道入口半径, 使进气道空间扩大, 流入进气道的气流速度降低。短舱 C 外流性能最好, 与另两个短舱巡航状态外表面压力分布相比, 短舱 C 外

表面前缘负压峰值最低,激波强度最弱,短舱阻力最小。短舱B是短舱A和短舱C的折中。

与初始短舱几何外形相比,优化方案在短舱前缘附近变化较大,短舱前缘半径均有所减小,同时入口半径变化较大。前缘半径减小使流过短舱外表面和进气道的气流加速减缓,对内外流性能均有利,因此优化方案前缘半径一致减小。短舱入口半径变化起到了改变进气质量流比的作用,从而对外流和内流的影响相反。

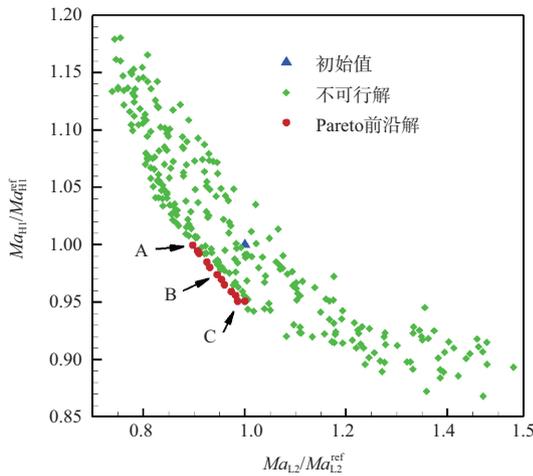


图7 多点优化结果

Fig.7 Multipoint optimization results

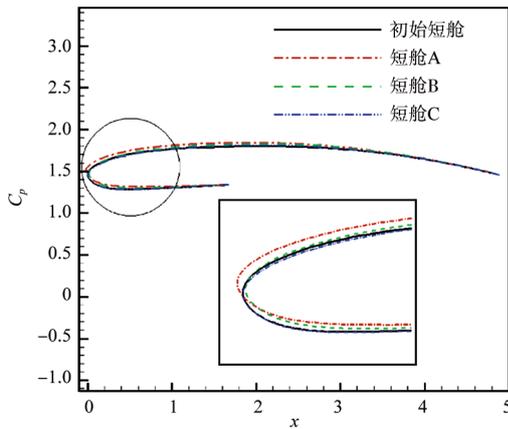
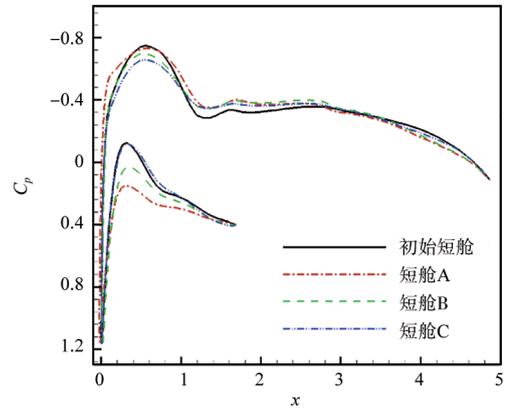


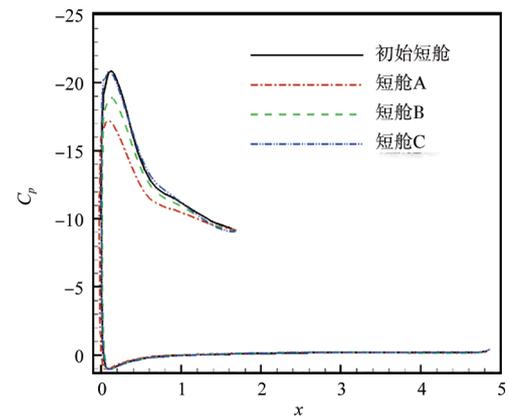
图8 多点优化典型方案几何外形对比

Fig.8 Multipoint optimization nacelle shape comparison

为了进一步展示各设计变量的影响规律,采用控制变量方法,研究单设计变量对两设计点性能的影响。图10给出了短舱入口半径、前缘半径、尾缘角等几何参数对 $Ma_{inlet}$ 和 $Ma_{outlet}$ 的影响规律,为了比较各参数的敏感性,图中坐标采用纲一形式表示。可以根据几何参数对内外流流动的影响趋势差异,将几何参数划分为两类,其中短舱入口半径和



(a) 巡航状态



(b) 低速最大推力状态

图9 多点优化典型方案短舱表面压力分布对比

Fig.9 Comparison between surface pressure distribution at different conditions

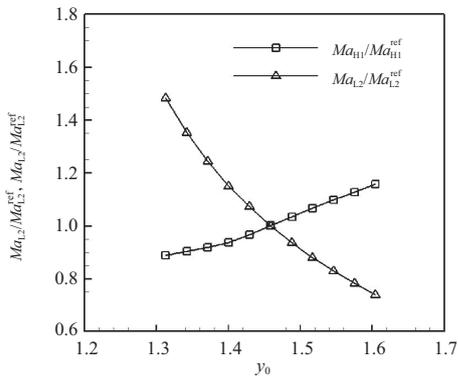
表2 初始短舱与多点优化典型方案目标与约束值

Table 2 Objective and constraint values of reference and optimized nacelles

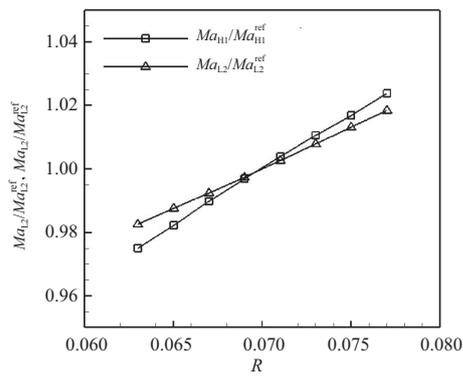
参数	初始短舱	短舱A	短舱B	短舱C
目标 $Ma_{inlet}$	1.1108	1.1094	1.0820	1.0559
变化量/%		-0.1260	-2.5990	-4.9399
约束 $Ma_{inlet}$	0.8082	0.6761	0.7350	0.8058
变化量/%		-16.3502	-9.0661	-0.3055
约束 $Ma_{outlet}$	0.2070	0.2044	0.2070	0.2069
变化量/%		-1.2769	-0.0198	-0.0686
目标 $Ma_{outlet}$	0.6692	0.6001	0.6324	0.6692
变化量/%		-10.3199	-5.5014	-0.0027

尾缘角对内外流影响相反,而前缘半径对内外流影响相同。前缘半径对内外流具有相同的影响。短舱入口半径敏感性最高,前缘半径次之,而尾缘角敏感性最低。

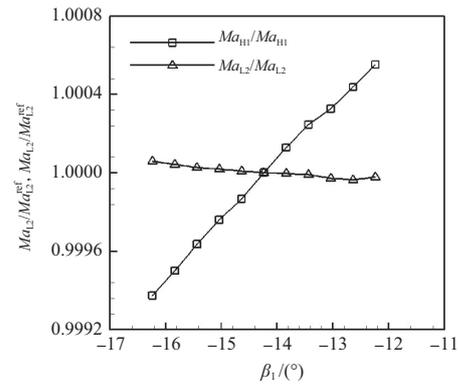
根据上述研究结果,可以确定短舱优化设计策略。短舱前缘参数是影响内外流性能的主要参数。短舱入口直径不仅敏感性最高,还需要设计者权衡内外流性能设计目标,



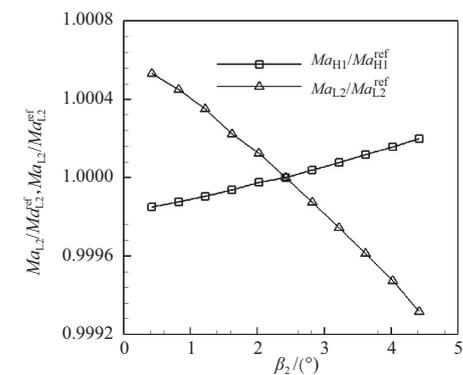
(a) 短舱入口半径



(b) 短舱外罩前缘半径



(c) 短舱外罩上表面尾缘角



(d) 短舱外罩下表面尾缘角

图10 几何参数对两设计点性能的影响

Fig.10 Influence of a single geometry parameter on two conditions

表3 初始短舱与多点优化典型方案短舱性能

Table 3 Performances at different conditions of reference and optimized nacelles

参数	初始短舱	短舱A	短舱B	短舱C
巡航状态阻力	0.01243	0.01217	0.01192	0.01175
变化量/%		-2.09	-4.10	5.47
最大推力状态总压恢复系数	0.98512	0.99135	0.98928	0.98615
变化量/%		0.632	0.422	0.105

因此是短舱多点优化设计的核心参数。减小前缘半径对外流流动都产生有利影响,可以在考虑设计约束的前提下,进行单目标优化。尾缘角对短舱性能影响很小,在优化中可以不予考虑,从而缩减设计变量。

### 4 结论

通过研究,可以得出以下结论:

(1)本文构建了动力短舱多点优化设计模型。以短舱外表面最大马赫数和进气道最大马赫数分别作为反映外流性能与内流性能的优化目标,开展了兼顾短舱内外流性能的综合设计研究,具有工程应用价值。

(2)针对某跨声速民机短舱开展了多点优化设计,最大马赫数在巡航状态最多降低5%,而在最大推力状态最多降低10%。

(3)短舱头部参数对短舱的外流和内流性能影响较大,且影响规律不同,应作为气动效率、进气品质综合优化设计的主要参数,并采用不同的优化设计策略。

(4)基于 Pareto 遗传算法的动力短舱多点优化设计方法具有良好的多目标寻优能力,Pareto 前沿阵面可以给出满足不同工程设计要求的最优方案。



### 参考文献

- [1] Wang Xiufang. Turbofan engine dynamic nacelle design[J]. Civil Aircraft Design & Research, 1998(1):84-126.
- [2] Albert M, Bestle D. Aerodynamic design optimization of nacelle and intake[C]//Proceedings of Turbine Technical Conference and Exposition, 2013: 1-8.
- [3] Albert M, Bestle D. Automatic design evaluation of nacelle geometry using 3D-CFD[C]. 15th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2014: 1-9.
- [4] Fang Xiaoming, Zhang Yufei, Chen Haixin, et al. Transonic nacelle aerodynamic optimization based on hybrid genetic algorithm[C]. 17th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis

- and Optimization Conference, 2016: 1-9.
- [5] Lee C, Mavris D. Transonic nacelle aerodynamic optimization based on hybrid genetic algorithm[C]. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2012: 1-20.
- [6] Uenishi K, Pearson M, Lehmg T, et al. CFD-based 3D turbofan nacelle design system[C]. AIAA 8th Applied Aerodynamics Conference, 1990: 1-5.
- [7] Wilhelm R. An inverse design method for designing isolated and wing-mounted engine nacelles[C]. 40th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2002: 1-9.
- [8] 贾金鑫, 李全通, 高星伟, 等. 基于多目标优化算法的发动机进气道设计[J]. 机械设计, 2011, 28(4): 75-79.  
Jia Jinxin, Li Quantong, Gao Xingwei, et al. Design of engine inlet based on multi objective optimization algorithm[J]. Journal of Machine Design, 2011, 28(4): 75-79. (in Chinese)
- [9] 崔玉超. 大涵道比涡扇发动机的短舱气动优化设计[D]. 上海: 上海交通大学, 2019.  
Cui Yuchao. Aerodynamic optimization design of the nacelle for large bypass ratio turbofan engine[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2019. (in Chinese)
- [10] 胡金源. 大涵道比涡扇发动机短舱设计和尺寸优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.  
Hu Jinyuan. Design and size optimization of turbofan engine nacelle with high bypass ratio[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [11] 徐建新, 许立敬. 基于流热固耦合的航空发动机涡轮叶片仿真分析[J]. 航空科学技术, 2023, 34(2): 26-33.  
Xu Jianxin, Xu Lijing. Simulation analysis on aero-engine turbine blades based of fluid-thermal-solid coupling[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(2): 26-33. (in Chinese)
- [12] 张文琦, 宋敏华, 王浩. 大迎角下发动机尾吊布局公务机动力影响研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(6): 8-13.  
Zhang Wenqi, Song Minhua, Wang Hao. Study on powered effects of a business jet with tail-mounted engines at high angle of attack[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(6): 8-13. (in Chinese)
- [13] Lin W F, Chen A W, Tinoco E N. 3D transonic nacelle and winglet design[C]. Flight Simulation Technologies Conference and Exhibit, 1990: 583-587.
- [14] 刘李涛, 杨永, 李喜乐. 外吹式动力吹气襟翼 N-S 方程数值分析[J]. 航空计算技术, 2008, 38(3): 61-64.  
Liu Litao, Yang Yong, Li Xile. Numerical analysis of high-lift system with externally blown flap using N-S equations[J]. Aeronautical Computing Technique, 2008, 38(3): 61-64. (in Chinese)
- [15] Hirose N, Asai K, Ikawa K. Transonic 3D euler analysis of flows around fanjet engine and TPS[R]. NAL-TR-1045, 1989.
- [16] Kulfan B, Bussoletti J. "Fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes[C]. 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2006: 1-45.
- [17] Kulfan B. A universal parametric geometry representation method "CST" [C]. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007: 1-15.
- [18] Straathof M H, Tooren M. Extension to the class-shape-transformation method based on B-splines[J]. AIAA Journal, 2011, 49(4): 780-790.
- [19] 关晓辉, 李占科, 宋笔锋. CST 气动外形参数化方法研究[J]. 航空学报, 2012, 33(4): 625-633.  
Guan Xiaohui, Li Zhanke, Song Bifeng. A study on CST aerodynamic shape parameterization method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(4): 625-633. (in Chinese)
- [20] John P, Johnson M E, Moore L M, et al. Minimax distance designs in two-level factorial experiments[J]. Journal of Statistical Planning & Inference, 1995, 44(2): 249-263.
- [21] 许瑞飞, 段卓毅, 钱瑞战. 基于 Kriging 代理模型的高升力构型优化设计[J]. 航空科学技术, 2023, 34(3): 58-63.  
Xu Ruifei, Duan Zhuoyi, Qian Ruizhan. Optimization design of high-lift configuration using Kriging model[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(3): 58-63. (in Chinese)
- [22] 罗烈. 翼身融合无尾布局的翼型气动—隐身设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.  
Luo Lie. Airfoil aerodynamic stealth integrated design for blended wing body tailless configuration[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014. (in Chinese)

## Multipoint Aerodynamic Design Optimization of Powered-on Nacelle

Gu Wenting, Ma Kun, Han Jie

*AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China*

**Abstract:** Design of the nacelle for a transonic engine is highly complicated and always a tradeoff between contradicting design objectives. In this paper, an optimization system for nacelle design is built up to improve the aerodynamic performance of a powered-on engine nacelle at two critical operation conditions. The class shape transformation (CST) method is developed for the parameterization of nacelle contour. The Pareto genetic algorithm (PGA) and the Kriging model are integrated by the loose surrogate management framework. At cruise, the minimization of external peak Mach number is the target function for total drag reduction and improving nacelle external performance. At maximum thrust condition, satisfied air supply should be ensured and the intake peak Mach number around throat is minimized to improve nacelle internal performance. Compared with the reference design, optimized nacelles obtain better performances with respect to both objectives, resulting in a peak Mach number reduction about 5% at cruise and 10% at full thrust condition. The parameter influence analysis indicates that the nacelle leading edge parameters have significant but different impact on nacelle internal and external performance. They should be chosen as the main design variables for integrated optimization design of the nacelle. The Pareto front can provide multiple choices for engineering applications. The results indicate that the optimization design system established in this paper provides an effective tool for the design of powered-on nacelles, and the optimization design results are of practical value.

**Key Words:** powered-on nacelle; CST; PGA; Kriging model; multipoint optimization

---

**Received:** 2023-07-31; **Revised:** 2023-11-27; **Accepted:** 2024-01-23

**Foundation item:** Aeronautical Science Foundation of China(2020Z006003001)