

文章编号:1000-8055(2013)05-1081-05

高速风洞带动力模拟试验 TPS 短舱唇口设计

陶 洋^{1,2}, 刘光远², 张 兆², 郭旦平², 林 俊², 熊 能²

(1. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 高速空气动力研究所, 四川绵阳 622700)

摘 要: 利用计算流体动力学(CFD)技术分析了进气道质量流量差异对外表面压力系数分布的影响,并通过对发动机进气道唇口的反设计优化,使涡轮动力模拟器(TPS)试验时的外表面压力分布与真实质量流量下的压力分布基本一致.通过对发动机唇口修正,可提高 2.4 m 跨声速风洞高速带动力模拟风洞试验的准确度.

关 键 词: 涡轮动力模拟器; 短舱唇口设计; 高速风洞试验; 反设计优化; 数值模拟; 发动机进气道
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Engine nacelle lip design for high speed TPS wind tunnel tests

TAO Yang^{1,2}, LIU Guang-yuan², ZHANG Zhao², GUO Dan-ping²,
LIN Jun², XIONG Neng²

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. High Speed Aerodynamics Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 622700, China)

Abstract: Computational fluid dynamics (CFD) was adopted to investigate the effects of mass flow rate difference on nacelle outer surface pressure coefficient distribution. Inverse design optimization technique was used in engine nacelle lip correction in order to adjust the turbofan propulsion simulators (TPS) outer surface pressure distribution to make it identical with that of the real engine. The engine nacelle lip inverse design method can be used in 2.4 m transonic wind tunnel to improve jet engine flow simulation test accuracy.

Key words: turbofan propulsion simulators (TPS); nacelle lip design;
high speed wind tunnel test; inverse design optimization;
numerical simulation; engine inlet

精确预测和分析机体与动力装置之间的相互干扰对于评估和改善整机气动性能十分必要^[1].涡轮动力模拟器(TPS)设备是风洞试验中模拟涡轮风扇发动机气动效应的有效手段,可以在缩比模型上精确模拟真实发动机的短舱、风扇出口流道和风扇气流的气动效应,在发动机安装空气动力最佳化和提供明确的风洞数据用于飞机设计性

能估算方面发挥了重要作用^[2-4].

真实发动机与 TPS 的风扇均由涡轮系统驱动,前者进气系统由压缩机-燃烧室-涡轮系统组成,驱动涡轮系统的空气来自发动机短舱入口;而 TPS 涡轮由来自模型内部供气管路中的压缩空气驱动,相对于真实发动机,流经 TPS 风扇的质量流量系数将有所减小,相当于丢失了流入核心

收稿日期:2012-05-28

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1081_016.html

基金项目:国家自然科学基金(10972233)

作者简介:陶洋(1980—),男,湖北麻城人,副研究员,博士,主要从事 CFD 数值计算与风洞试验研究.

机的内涵道气流质量. 因此, 进行 TPS 风洞试验时, 发动机短舱不能按照真实外形进行缩比, 否则唇口处流动将与真实发动机入流情况存在较大差异, 对短舱外部流动影响较大.

本文利用 CFD 方法分析了此流量差异对外表面压力系数分布的影响, 并以真实短舱外部压力系数分布为目标, 对 TPS 短舱外形进行优化设计, 通过 TPS 短舱唇口修型, 使其外部压力系数分布接近真实短舱情况, 进而提高带动力模拟风洞试验的准确度.

1 数值方法

1.1 主控方程

对于三维湍流流动, 主控方程为三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 在计算坐标系下可写为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \\ \frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta} \end{aligned} \quad (1)$$

式中各变量的意义参见文献[5]. 湍流模拟采用 $k-\omega$ shear stress transport (SST) 湍流模型^[6-7], 该模型在模拟弱分离的黏性问题中具有较高的精度.

1.2 质量流量边界条件

发动机短舱内流计算的关键是设定准确的进气道出入口边界条件, 本小节以进气道入口流量系数推导出用于计算的出入口气流参数.

在亚跨声速范围内, 远场来流到进气道入口处满足绝热等熵条件, 由质量流量有

$$\frac{\dot{m}_t^2}{\gamma p_\infty \rho_\infty \cdot A_{in}^2} = Ma_{in}^2 \cdot \left(\frac{1 + 0.2 Ma_\infty^2}{1 + 0.2 Ma_{in}^2} \right)^6 \quad (2)$$

通过迭代计算得出进气道入口马赫数, 进而导出相应的气流参数, 具体如下:

$$\begin{aligned} p_{in} &= p_\infty \cdot \left(\frac{1 + 0.2 Ma_\infty^2}{1 + 0.2 Ma_{in}^2} \right)^{3.5} \\ \rho_{in} &= \rho_\infty \cdot \left(\frac{1 + 0.2 Ma_\infty^2}{1 + 0.2 Ma_{in}^2} \right)^{2.5} \\ \begin{pmatrix} u_{in} \\ v_{in} \\ w_{in} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{pmatrix} \cdot Ma_{in} \cdot \sqrt{\gamma p_{in} / \rho_{in}} \end{aligned} \quad (3)$$

将进气道出口喷流的总温 $T_{0,ex}$ 和总压 $p_{0,ex}$ 作为出口边界条件给定参数, 假定出口处的静压 p_{ex} 源于流场, 喷流满足等熵关系, 则对于进气道出口条件而言, $p_{ex}, p_{0,ex}, T_{0,ex}$ 为已知量, 即可得到进气道出口气流参数, 具体如下:

$$\begin{aligned} \rho_{ex} &= \left(\frac{p_{0,ex}}{R \cdot T_{0,ex}} \right) \cdot \left(\frac{p_{ex}}{p_{0,ex}} \right)^{1/\gamma} \\ \begin{pmatrix} u_{ex} \\ v_{ex} \\ w_{ex} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{pmatrix} \cdot \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left(T_{0,ex} - \frac{\gamma p_{ex}}{\rho_{ex}} \right)} \end{aligned} \quad (4)$$

式(2)~式(4)中, 下标 in 表示发动机入口参数, 下表 ex 表示发动机出口参数, o 表示远场滞止参数, ∞ 表示未扰动远场参数. $(n_x, n_y, n_z)^T$ 为发动机出(入)口处指向进气道外(内)部的单位法向量.

1.3 网格处理

计算外形为某发动机短舱外形, 网格(半模)为多块对接 O-H 型结构网格, 分为 34 块, 网格量 158 万, 远场边界距短舱轴线 10 倍短舱长度. 图 1、图 2 为短舱计算网格示意图.

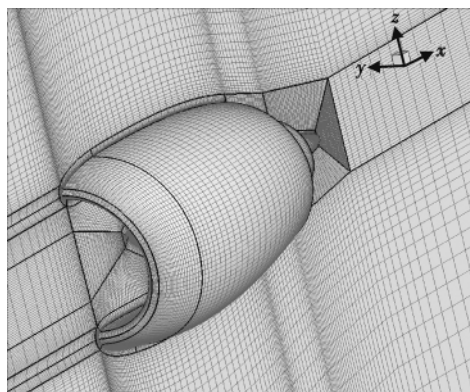


图 1 原始短舱计算网格

Fig. 1 Computational grid of original nacelle

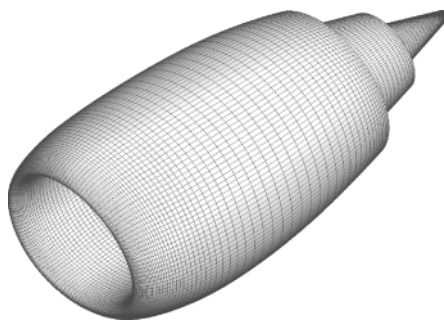


图 2 短舱物面网格近视图

Fig. 2 Close-up view of nacelle surface grid

优化计算需要可靠的网格变形技术, 本文采用修正的 Hicks-Henne 型函数^[8-10]进行短舱剖面外形参数化建模. 该方法不仅满足短舱唇口外形调整, 而且保证了控制点与剖面整体形状的平滑过渡, 对外形后缘无影响. 基本型函数定义如下:

$$f_0(\tau) = \begin{cases} h^{0.25(1-h)^p} & 1 \leq i \leq N/2 + 1 \\ \sin(\pi h^g) & \text{其余} \end{cases} \quad (5)$$

$$h = 4 \times (\tau - 0.5)^2$$

$$p = e^{-20h}$$

$$k = (i - 1)/N$$

$$g = \ln 0.5 / \ln k \quad (6)$$

式中 τ 为控制点的相对弧长, N (偶数) 为控制点个数. 在短舱唇口附近 ($1 \leq i \leq N/2 + 1$) 对原始型函数进行修正以增大唇口半径的影响, 唇口前缘点位置控制函数如下:

$$f_1 = \begin{cases} \left(\frac{x - x_b}{x_{le} - x_b} \right)^4 & x_{le} \leq x \leq x_b \\ 0 & \text{其余} \end{cases} \quad (7)$$

式中 x_b 为前缘点位置影响范围, x_{le} 为短舱前缘点坐标. 短舱剖面外形参数化模型如下:

$$f = \sum_{i=1}^N \theta_i \times f_0 + \theta_{N+1} \times f_1$$

$$x = x_0 + f \quad (8)$$

式中 θ_i ($1 \leq i \leq N$) 为各控制点参数值, x 和 x_0 分别为变形前后短舱物面点位置坐标.

通过对 3 个短舱剖面 (上剖面、下剖面、侧剖面) 进行参数化建模来更新表面网格, 每个剖面各设置内外表面 8 个控制参数和 1 个前缘半径控制参数, 建模后造型参数共 27 个, 得到变形后的 3 个短舱剖面后, 利用线性插值方法求出短舱内外表面各网格点的新坐标值. 空间网格更新采用基于扰动的超限差值法^[11-12], 该方法适用于多块结构网格, 能够较好地满足复杂外形动网格的生成和较大网格变形幅度的需要.

1.4 优化算法

TPS 短舱唇口几何外形修型设计问题可视为基于目标压力分布的反设计问题和求目标函数 $F(\theta)$ 的无约束最小值优化问题, 这个目标函数表示目标压力系数 C_p^* 与实际压力系数 C_p 分布的差异, 具体表达式如下:

$$F(\theta) = 0.5 \times \int_S (C_p^* - C_p)^2 dS \quad (9)$$

式中 θ 为设计向量, S 表示短舱物面.

优化计算采用基于梯度的全局序列二次规划算法 (SQP)^[13-15] 迭代寻优, 通过一系列二次规划解逼近非线性规划解, 在初始点处将目标函数展开为泰勒级数, 将非线性规划问题转化为二次规划问题, 反复迭代直至得到最优解, 具体流程如图 3.

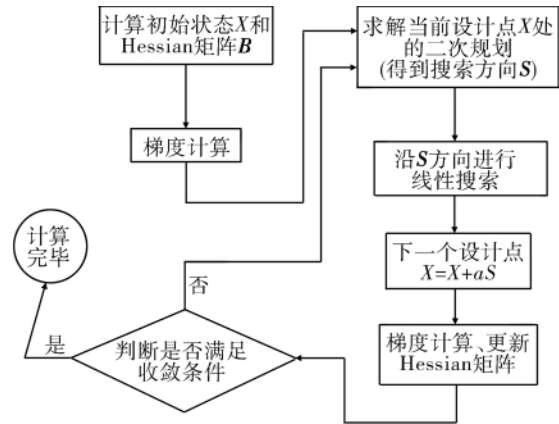


图3 SQP 算法流程图

Fig. 3 Flow chart of SQP algorithm

2 短舱巡航状态扰流特性分析

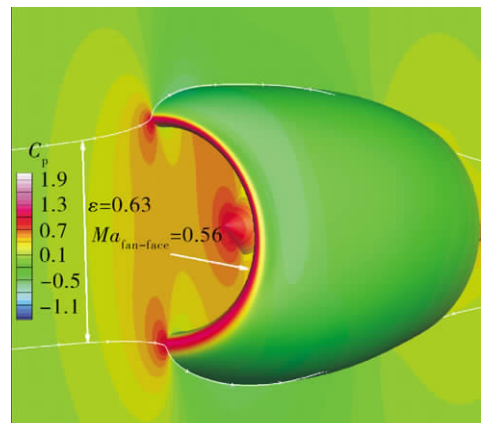
巡航状态扰流特性计算条件为: 马赫数 $Ma = 0.75$, 巡航高度为 10 km, 函道比 $B = 5.1$, 迎角 $\alpha = 2^\circ$.

发动机进气质量流量是影响短舱唇口处压力分布的重要参数, 发动机真实进气质量流量为风扇质量流量加上核心机质量流量, 而 TPS 短舱质量流量只等于风扇质量流量, 如下式:

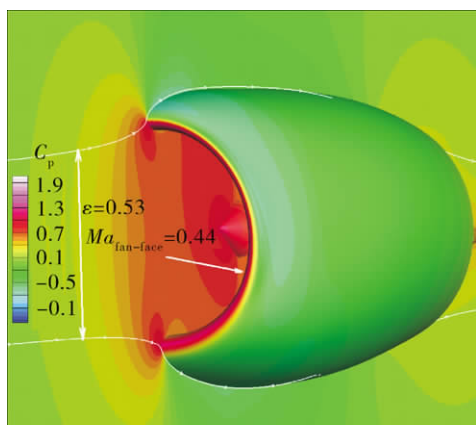
$$\text{Engine: } m_{\text{intake}} = m_{\text{fan-exhaust}} \times (1 + 1/B)$$

$$\text{TPS: } m_{\text{intake}} = m_{\text{fan-exhaust}} \times (1 + 0) \quad (10)$$

图 4(a) 为计算得到的巡航状态下真实短舱压力系数 C_p 分布云图, 在唇口附近产生高压区域, 以风扇口为参考面积的无量纲质量流量系数 ϵ 为 0.63, 风扇入口处的马赫数 $Ma_{\text{fan-face}}$ 为 0.56; 图 4(b) 给出了计算得到的采用 TPS 试验未修型短舱附近的压力系数 C_p 分布情况, 计算条件同风洞试验条件 (巡航状态短舱风扇转速为 78 000 r/min 情况下, 驱动气体质量流量为 0.9 kg/s).



(a) 真实短舱



(b) TPS 短舱

图4 真实短舱与 TPS 短舱 C_p 分布比较

Fig. 4 Comparison of C_p distribution around real engine and TPS nacelles

可以看出,与真实发动机短舱相比,TPS 短舱唇口压力上升,无量纲质量流量系数从 0.63 下降至 0.53,导致上唇口附近的吸力峰更加明显。

图 5 为上、下唇口压力系数分布曲线,可以看出质量流量差别引起的短舱外流压力系数分布的差异在短舱外侧接近 $1/3$ 处基本消失。

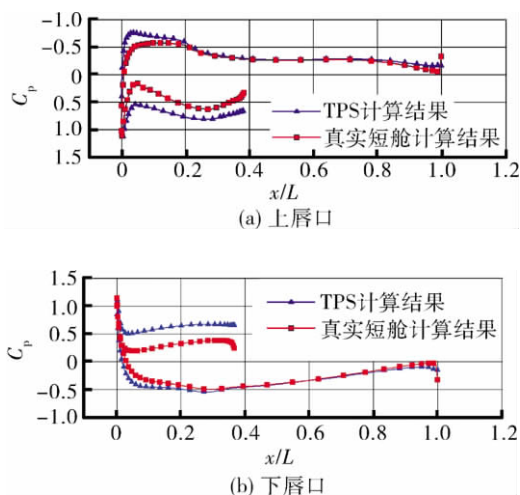
图5 真实短舱与 TPS 短舱上下唇口 C_p 分布比较

Fig. 5 Comparison of C_p distribution in upper and lower lips of real engine and TPS nacelles

3 短舱唇口外形反设计

本节以图 5 中真实短舱巡航状态上、下唇口压力系数分布为目标函数,利用序列二次规划算法(SQP)在巡航状态进行 TPS 短舱唇口外形反设计优化。

优化后短舱唇口压力分布同目标函数的对比

见图 6(a)、图 6(b),可以看出,通过短舱唇口的修型设计后,TPS 短舱的外侧压力系数分布与真实短舱基本吻合,达到了反设计优化目标。

图 6(c)为最终得到的唇口修型短舱、原始真实短舱(图中进行缩比)、德·荷风洞(DNW)优化外形对比。可以看出,通过反设计得到的外形唇口直径变化较小,上、下唇口及侧唇口均为向内收缩,量值约减小 3.5%,不会改变短舱与机身部件间的干扰特性;优化得到的外形结果与 DNW 风洞结果基本一致,说明本文反设计中采用的数值方法和过程是成功的。

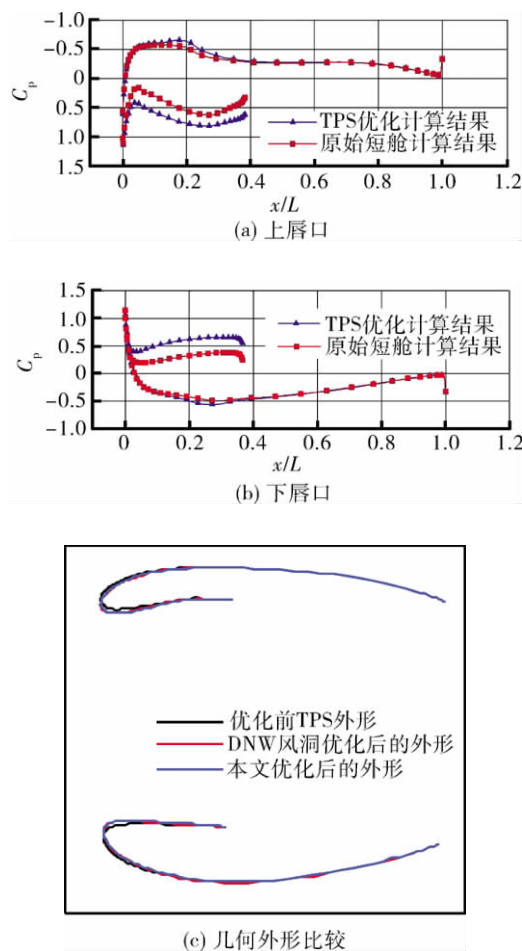
图6 优化设计短舱与原始短舱 C_p 分布及外形比较

Fig. 6 Comparison of C_p distributions and geometry of optimized and original nacelles

4 结 论

TPS 由于与真实发动机相比质量流量稍小,引起短舱外缘压力系数分布的差异,本文通过以真实发动机全质量流量短舱外侧压力系数分布为目标,对 TPS 短舱开展唇口外形反设计优化,研

究表明:

1) 短舱巡航状态修型后外表面压力分布基本与全质量流量短舱外表面压力分布相同,优化后唇口略向内收缩,外形改变较小。

2) 发展的短舱反设计方法可应用于 2.4 m 跨声速风洞高速 TPS 试验中,提高高速动力模拟试验准度,为大飞机的研制提供良好的技术支持。

参考文献:

- [1] 王斌,张卫民,杜绵银. 大飞机机翼气动设计技术[J]. 航空制造技术,2010(24):53-57.
WANG Bin, ZHANG Weimin, DU Mianyin. Aerodynamic design technology of large commercial aircraft wing [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010 (24): 53-57. (in Chinese)
- [2] Kooi W J, Kiock R, Slauerhoff J F. Tools for the experimental study of the integration of ultra-high bypass engines on transport aircraft[R]. AIAA-94-2562, 1994.
- [3] Kooi J W, Haij L D, Hegen G H. Engine simulation with turbofan propulsion simulators in the German-Dutch wind tunnels[R]. AIAA 2002-2919, 2002.
- [4] Burgsmuller W, Kooi J W, Moller K W. Accuracy requirements for high-speed test with engine simulation on transport aircraft models in the NLR-HST[R]. Fort Worth, Texas: AGARD Symposium on Aerodynamic Engine/Airframe Integration for High Performance Aircraft and Missiles, 2002.
- [5] 陶洋,范召林,赵忠良. 基于 CFD 的带控制舵导弹的动导数计算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1): 102-106.
TAO Yang, FAN Zhaolin, ZHAO Zhongliang. Predictions of dynamic damping coefficients of basic finner based on CFD [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25 (1): 102-106. (in Chinese)
- [6] Wilcox D C. A half century historical review of the $k-\omega$ model[R]. AIAA-91-0615, 1991.
- [7] Charles G, Anderson E C, Abid R. A critical evaluation of two-equation models for near wall turbulence[R]. NASA CR-182068, 1990.
- [8] Hicks R M, Henne P A. Wing design by numerical optimization[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(2): 58-59.
- [9] Dubuc L, Cantariti F, Woodgate M, et al. A grid deformation technique for unsteady flow computations[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2000, 32 (3): 285-311.
- [10] Morton S A, Melville R B, Visbal M R. Accuracy and coupling issues of aeroelastic Navier-Stokes solution on deforming meshes [J]. Journal of Aircraft, 1998, 35 (5): 798-805.
- [11] Jones W T, Samareh A J. A grid generation system for multi-disciplinary design optimization [C] // 12th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference Proceedings. Washington DC: AIAA, 1995: 474-482.
- [12] Liu G Y, TAO Yang. Supercritical wing drag reduction with optimizations of 3D contour bumps [C] // Proceedings of Thirteenth Chinese Conference SSTA 2011. Huangshan: Chinese Association of Automation, 2011: 828-832.
- [13] Vanderplaats G N. Numerical optimization techniques for engineering design: with applications [M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1984: 145-178.
- [14] Gill P E, Murray W, Wright M H. Practical optimization [M]. London: Academic Press, 1981: 268-305.
- [15] Samuel K. Large-scale sequential quadratic programming algorithms[R]. California: Stanford University, SOL 92-4, 1992.