# 一类超声速长航程民用客机的气动 设计和性能评估



韩阳<sup>1,2</sup>,冷岩<sup>1,2</sup>,杨龙<sup>1,2</sup>,钱战森<sup>1,2,\*</sup> 1.航空工业空气动力研究院, 辽宁 沈阳 110034 2.高速高雷诺数气动力航空科技重点实验室, 辽宁 沈阳 110034

摘 要:缩短跨洲越洋长途旅行的飞行时间是人们一直追求的目标,超声速民用客机为这种日益增长的缩短飞行航时的需求提供了可能。本文阐述了一类超声速长航程民用客机的气动布局学设计和性能评估结果,其巡航马赫数为1.6,巡航高度为15km。采用航空工业空气动力研究院自主研发的ARI\_OPT、ARI\_OVERSET和ARI\_Boom程序分别开展了气动优化设计、计算流体力学(CFD)性能计算和声爆特性评估,给出了其在巡航条件下的气动特性和声爆水平。本文的研究结果可为下一步发展超声速长航程民用客机提供技术支撑。

关键词:超声速民机,气动布局,优化设计,性能评估,声爆特性

### 中图分类号:V211.3 文献标识码:A

自美国X-1验证机在1947年首次实现超声速飞行以来, 超声速飞机的发展已逾半个多世纪。早在20世纪60年代, 世界范围内就曾出现过一股追求民机超声速飞行的热潮,苏 联、欧洲和美国均推出了各自的超声速民机技术方案,特别 是欧洲和苏联于20世纪70年代分别相继推出"协和"号和 图-144超声速客机,并投入商业运营。不幸的是,这两者最 终皆因为环保性和经济性等问题而退出了商业飞行。

但一直以来人类对于高速飞行的需求并未停止,缩短远 距离飞行时间,特别是对于洲际旅行或越洋旅行等远程直飞 航线,超声速民机的商机潜力巨大。20世纪90年代中期起, 世界上再次出现了一股超声速民机研制热潮,美国更是提出 了NextGen计划<sup>[1]</sup>。近年来,美国、欧洲、俄罗斯、日本等也纷 纷提出了各自的超声速,甚至高超声速民机方案。其中,典型 的有美国湾流公司的QSJ (Quiet Supersonic)<sup>[2,3]</sup>,Aerion公司 的SSBJ<sup>[4]</sup>,国际超声速宇航公司的QSST<sup>[5]</sup>,洛克西德-马丁公 司和波音公司的N+X系列大型超声速民机<sup>[6]</sup>。

本文探索设计了一种大型超声速民机布局方案。采用 航空工业空气动力研究院自主研发的ARI\_OPT、 ARI\_OVERSET和ARI\_Boom程序分别开展了气动优化设

#### DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2019.09.004

计、计算流体力学(CFD)性能计算和声爆特性评估,给出了 其在巡航条件下的气动特性和声爆水平。

## 1 总体布局方案

参考国际上针对新一代大型超声速民机的研究,本项 工作设定的总体参数见表1。通过对目前主流的超声速民 机方案进行分析,考虑总体设计的要求,选择了大长细比、 大后掠角箭形翼、鸭式气动布局方案,如图1所示,其中细 长体机身和大后掠角布局可有效降低超声速飞行条件下的 激波阻力和声爆强度。该超声速民机布局的全长为71m, 宽为26m,最大高度为12m,机翼参考面积为300m<sup>2</sup>,机翼展 弦比为1.13。

rabie i The design parametere	
最大起飞重量/t	130
飞行航程/km	7400
飞行高度/km	15
巡航马赫数	1.6
设计载客数/人	100

表1 设计总体参数 Table 1 The design parameters

收稿日期:2019-08-23; 退修日期:2019-08-25; 录用日期:2019-08-30 \*通信作者.Tel.: 024-86566601 E-mail: qianzs@avicari.com.cn

引用格式: Han Yang, Leng Yan, Qian Zhansen. Aerodynamic design and evaluation of a type of supersonic long-range civil transport[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(09): 25-32. 韩阳, 冷岩, 钱战森. 一类超声速长航程民用客机的气动设计和性能评估 [J]. 航空科学技术, 2019, 30(09): 25-32.



图1 超声速民机布局图 Fig.1 The configuration of the supersonic civil airplane

为考察短舱对于飞行器气动和声爆特性的影响,本文设 计了发动机短舱的布局方案,如图2所示。飞行器在机翼下吊 装4台发动机短舱,以保证超声速飞行对于推力的需求。



图2 机翼下吊短舱安装方案图 Fig.2 The configuration of the supersonic civil airplane

with nacelle under wing-installed

# 2 气动布局设计与优化

本节从图1所示的基本布局出发,分别开展了机翼平面 形状优化、机身面积率修型和翼型优化,进一步提高原布局 的气动性能。

## 2.1 ARI\_OPT 介绍

ARI\_OPT (Aerodynamics Research Institute Optimization Code)是中国航空工业空气动力研究院针对飞行器气动外形优化发展的气动优化软件。它可以求解任意多约束的单目标、多目标优化问题,主要应用于基于高精度CFD的气动优化设计,也可用于气动/结构、气动/隐身等多学科优化及其他工程优化设计问题,在军、民用飞行器气动外形优化设计上得到了广泛应用。图3给出了其典型的优化设计流程图。软件主要包括了气动外形参数化、网格自动生成、代理模型优化方法 (Surrogate-Based Optimization, SBO)、高逼真CFD数值模拟、高效优化算法等模块。SBO模块是驱动软件

优化过程的核心模块,提供了多种试验设计(DOE)方法<sup>[7]</sup>,如 蒙特卡罗抽样(MC)、拉丁超立方(LHS)、均匀设计(UD)等;并 且提供了各种代理模型<sup>[8]</sup>,如二次响应面(PRSM)、Kriging模 型、梯度增强Kriging模型(GEK)、分层Kriging模型(HK)、径 向基函数(RBFs)等多种方法;EI、MP、ME、LCB以及PI5种优 化加点方法,既可单独使用,也可组合使用多种加点方法。子 优化算法包括Hooke-Jeeves模式搜索、拟牛顿梯度优化、序列 二次规划法(SQP)、单/多目标遗传算法等多种成熟优化算法 等。此外ARI\_OPT包含多种气动外形参数化方法。同时发展 基于Catia二次开发的气动外形参数化方法。在网格模块中, 可采用基于RBF<sup>19</sup>的高效高质量网格变形技术对CFD网格进 行再生,也可采用商用网格生成软件的脚本语言完成。本研 究以低声爆低阻设计为目标,分别在以下章节中介绍CFD数 值模拟软件和声爆评估软件。

## 2.2 机翼平面形状优化

利用商用软件 Catia 的参数化宏命令功能,对机翼的平 面形状进行了参数化研究,优化变量主要包括了翼根安装 角、翼型扭转角、前缘后掠角、上反角、弦长、展长等,共计14 个变量,同时限定参考面积在一定的范围内。利用 Icem 软 件的宏命令进行网格的生成,采用代理模型优化方法,以机 翼升阻比为优化目标,进行三维优化计算。优化计算采用 的网格约为250万。

最终优化得到的平面形状如图4所示,结果表明,前缘 后掠角和后缘后掠角都有明显的增大趋势,可见增大后掠 角对于提高超声速机翼的升阻比效果显著。图5是平面形 状优化前后的升阻比对比图,结果表明,优化后升阻比明显 提高,在小迎角范围内,大约提高了0.4。

## 2.3 机身面积率修型

机身面积率修型是减小机身阻力、提高飞行器气动性 能的重要途径。理论上当飞行器的面积满足西亚克-哈克 旋成体的面积率分布时,阻力最小。本文在机身横向中心 截面添加了一条控制线和一个控制点,达到对机身宽度的 控制,如图6所示,其中红线为控制线,黑点为控制点。通过 控制点的位置来控制局部机身宽度。

图7为不同机身宽度的气动性能比较,横轴为相对宽度, 纵轴为相应参数与修型前的比值。研究结果表明,随着机身 宽度的减小,飞行器的升力基本不变,而阻力下降明显,所以 升阻比也是随宽度减小而增大,最多增大6%左右。由于受到 结构和功能上的限制,宽度不能无限制地减小,最终选择了 67%的相对宽度方案。图8为机身修型前后面积率的对比图。



图3 ARI\_OPT软件代理模型优化流程 Fig. 3 The flow chart of the ARI\_OPT software based on surrogated model



图4 平面形状优化结果 Fig.4 The optimized wing plane shape







图6 面积率修形控制线和控制点示意图 Fig.6 Illustration of the control cure and points for fuselage modification based on the area law

研究结果表明,改进后面积分布更加平滑,峰值也降低。

## 2.4 翼型优化

机翼包含4个截面的翼型,翼尖两个截面采用相同的翼型,这样一共有三个截面的翼型需要优化。采用Hicks-Henne方法对翼型进行参数化,每个翼型18个优化变量,总 计54个优化变量。采用代理模型优化方法,以全机升阻比 为优化目标,进行三维优化计算。优化中将翼型的最大厚 度和尾缘厚度作为几何约束。

图9为优化后得到的最优方案三个截面的翼型,从上到 下分别为翼根截面翼型、中间截面翼型和翼梢截面翼型。 翼型优化后在小迎角范围内升阻比增大了0.3~0.5。









图8 修型前后面积率分布对比图

Fig.8 Comparison of aero distribution before and after the modification



## 2.5 短舱中心锥设计

轴对称进气道设计不同于二维进气道的是外压段的波 系组织,因为超声速气流通过中心锥头部时产生一道圆锥激 波,气流通过中心锥头部产生的圆锥激波滞止和偏转,波后是 不均匀的超声速流场,各道激波的母线不再是直线而是斜线, 然后再通过在喉道处的一弱正激波,将超声流转变为亚声流, 扩压段采用光滑的控制曲线,在扩散形通道内继续滞止扩压。 根据L.F. Henderson最佳配波理论,斜激波前的法向马赫数 相等时,激波后总压恢复系数最高,对于轴对称进气道,在圆 锥激波后是锥形流场,即第二道波前流场是不均匀的,但是就 总压恢复而言,可以近似采用平面激波理论。

根据以上理论,本文选取一级锥结构作为短舱的中心 锥,如图10所示。具体的配波过程:根据经验,由设计状态 下的来流马赫数和流量系数要求,选取锥角为20°,流动数 值模拟后,观察激波与唇口位置,返回修改模型,再进行流 动模拟,反复迭代几次可使激波封口。



图 10 短舱中心锥模型图 Fig.10 Illustration of the nacelle central cone

# 3 气动特性分析

## 3.1 RI-OVERSET介绍

本文所有数值计算基于自研ARI-OVERSET<sup>[10-13]</sup>数值模 拟平台,ARI-OVERSET采用可压缩NS方程与非结构网格, 本项工作采用格心二阶有限体积离散方法,湍流模式采用 S-A模型,对流项采用AUSMDV格式离散,黏性项采用中心 型格式离散,该算法的可靠性经过了多个算例<sup>[10-13]</sup>的充分 验证。

#### 3.2 计算结果

图11~图13给出了该飞行器在巡航状态下的气动特性 曲线。结果表明,其具有较高的升阻比特性,最高升阻比可







图 12 巡航状态下的阻力系数特性曲线 Fig.12 Drag coefficients for the cruising condition



图 13 巡航状态下的升阻比特性曲线 Fig.13 *L/D* ratio for the cruising condition

达9.2(不包含短舱),出现在迎角4°时。图14为力矩系数随 升力系数的变化曲线,由此可见,飞行器可保证在飞行中的 稳定性,静稳定度满足要求。图15给出了迎角4°下的中心 对称面马赫数和表面压力系数云图。

图16给出了有、无短舱布局的升阻比对比。在正迎角 范围内,短舱的存在使得阻力增大,升阻比有所下降,最大 升阻比下降到7.0左右。

# 4 声爆特性分析

## 4.1 ARI\_Boom介绍

中国航空工业空气动力研究院的ARI\_Boom平台<sup>[13-16]</sup>采 用近场CFD模拟和远场传播模型相结合的混合预测方法可给 出典型模型的声爆特性(见图17)。首先通过CFD模拟得到 了相应飞行条件下的近场流场的空间压力分布,其次通过远





Fig. 14 Moment coefficients curve for the cruising condition



图 15 4°迎角下马赫数和压力系数云图 Fig.15 Mach and pressure contour for angle of attack of 4°



图 16 有无短舱布局的升阻比对比图

Fig.16 L/D ratios comparison with and without the nacelle

场传播程序计算得到地面的声爆压力波信号。远场传播采用 基于 Thomas 波形参数法的射线追踪技术<sup>[17,18]</sup>。



## 4.2 声爆特性分析

针对上述外形优化设计模型,本文考虑的声爆特征为 正过压峰值 dp(+),负过压峰值 dp(-),正、负峰值量值和持 续时间等声爆特征如图 18 所示。用于远场传播的脱体压力 初始值提取位置为模型正下方 1.1 倍特征长度处(h/L=1.1, 这里 h 为与模型距离)。



sonic boom signature

考虑到短舱对于声爆特性具有重要影响,本文在声爆 计算时考虑了机翼下吊短舱安装方案(见图2),短舱出口总 压和来流压力的落压比设定为6.0,以模拟发动机的羽流效 应。图19为有无短舱构型的对称面压力云图。图20为提 取飞行器下方1.1倍特征长度处空间压力特征曲线。通过 图19和图20可以发现,与无短舱条件相比,短舱对头激波 形状和强度基本无影响,但短舱构型会导致声爆波的波形 中段出现较大强度的波系结构,其激波强度甚至达到了飞 行器头激波的4倍以上,膨胀波强度也相应增强。



preserver: 11000-11222-21444.411068.711888.912111.112333.312666.812777.8.13020

图19 对称面压力云图







图 21 为将图 20 所示空间压力通过声爆数值预测平台 传播到地面预测得到的地面声爆特征。从图 21 可以明显看 出,发动机短舱对地面声爆特征有很大影响。无发动机短 舱存在时,地面声爆特征正过压峰值由飞行器头激波主导, 而当短舱存在时,地面声爆特征的正、负过压峰值均明显增 大,并且正过压峰值由短舱激波主导。除此之外,与无短舱 条件相比,短舱存在时地面声爆特征持续时间也有明显 增加。





## 5 结论

本文阐述了一类巡航马赫数为1.6、巡航高度为15km 的超声速长航程民用客机的气动布局设计和性能评估结 果,主要结论如下:

(1)经数值计算和评估,本文采用大长细比、大后掠角 箭形翼、鸭式气动布局方式,所设计的超声速民机在巡航状 态下具有较好的气动性能。

(2)通过机翼平面形状优化、机身面积率修形和机翼优 化方法,可有效提高布局的气动性能,对于工程上的气动布 局设计具有重要参考价值。

(3)对巡航状态下的声爆强度评估表明,发动机短舱对 于气动布局的声爆特性具有重要影响。为进一步降低声爆 水平,在下一步工作中需要将声爆特性直接作为优化目标 之一,同时兼顾气动性能,进行多目标优化。

## 参考文献

[1] 朱自强,吴宗成,陈迎春,等. 民机空气动力学设计先进技术[M].上海:上海交通大学出版社,2013.

Zhu Ziqiang, Wu Zongcheng, Chen Yingchun, et al. Advanced technology of aerodynamic design for commercial aircraft[M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2013. (in Chinese)

- [2] Chudoba B, Coleman G, Roberts K, et al. What price supersonic speed—A design anatomy of supersonic transportation, Part 1, AIAA-2007-0851[R]. Reston: AIAA, 2007.
- [3] Chudoba B, Oza A, Roberts K, et al. What price supersonic speed—an applied market reserarch case study, Part 2, AIAA-2007-0848[R]. Reston: AIAA, 2007.
- [4] Sturdza P, Manning V M, Kroo I, et al. Boundary layer calculation for preliminary design of wings in supersonic flow, AIAA-1999-3104[R]. Reston: AIAA, 1999.
- [5] Howe D C. Sonic boom reduction through the use of nonaxisymmetric configuration shaping, AIAA-2003-0929[R]. Reston: AIAA, 2003.
- [6] Morgenstern J, Nordstrud N, Stelmack M, et al. Final report for the advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in the 2030 to 2035 period, N+3 supersonic program, NASA CR-2010-216796[R]. Washington D. C:NASA, 2010.
- [7] Giunta A, Wojtkiewicz S, Eldred M. Overview of modern design of experiments methods for computational simulations
   [R]. AIAA Paper 2003-0649, 2003.
- [8] Sacks J, Welch W J, Mitchell T J, et al. Design and analysis of computer experiments[J]. Statistical Science, 1999,4 (4):409-423.
- [9] Boer A, Schoot M S, Faculty H B. Mesh deformation based on radial basis function interpolation[R]. Computers and Structures, 2007(85):784-795.
- [10] Li Hongmiao, Qian Zhansen. Implementation of three different transition methods and comparative analysis of the results computed by OVERSET software [R]. AIAA paper 2016-3491, 2016.
- [11] Li Xuefei, Qian Zhansen. Applications of overset grid technique to CFD simulation of high Mach number multi-body interaction/separation flow [C]// Proceeding of 2014 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2014.
- [12] Liu Yuan, Wang Lu, Qian Zhansen. Numerical investigation on the assistant restarting method of variable geometry for high Mach number inlet [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79(6): 647-657.
- [13] Leng Yan, Qian Zhansen. Sonic boom signature prediction and analysis for a type of hypersonic long-rang civil vehicle[R]. AIAA Paper 2017-4422, 2017.

- [14] Qian Zhansen, Leng Yan, Liu Zhongchen. Engine exhaust nozzle plume effects on the sonic boom for a type of hypersonic long-rang civil vehicle[C]// Proceeding of the 31st International Council of the Aeronautical Sciences(ICAS) Congress, 2018.
- [15] Leng Yan, Qian Zhansen. A CFD based sonic boom prediction method and investigation on the parameters affecting the sonic boom signature[C]// Proceeding of 2014 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2014.
- [16] Qian Zhansen, Liu Zhongchen, Leng Yan, et al. Flight measurement and numerical analysis on the sonic boom characteristics of the OS-X0 flight experimental aircraft[C]// Proceeding of the First Chinese National Aerodynamics Conference, 2018.
- [17] Thomas C L. Extrapolation of wind-tunnel sonic boom

signatures without use of a Whitham F-Function[R]. NASA SP-255,1970.

 [18] Thomas C L. Extrapolation of sonic boom pressure signatures by the waveform parameter method[R]. NASA TND-6832, 1972. (责任编辑 皮卫东)

#### 作者简介

韩阳(1986-)男,硕士,工程师。主要研究方向:超声速民用飞机气动设计。
Tel: 024-86566645
E-mail: 18740061201@163.com
钱战森(1983-)男,博士,高级工程师。主要研究方向:空气动力学。
Tel: 024-86566601
E-mail: gianzs@avicari.com.cn

# Aerodynamic Design and Evaluation of a Type of Supersonic Long-range Civil Transport

Han Yang<sup>1,2</sup>, Leng Yan<sup>1,2</sup>, Yang Long<sup>1,2</sup>, Qian Zhansen<sup>1,2,\*</sup>

1. AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on High Speed and High Reynolds Number Aerodynamic Force Research, Shenyang 110034, China

**Abstract:** Flight time always needs to be reduced. Supersonic commercial transports provide future airlines a possibility to meet the growing demand to reduce inter-continent travel time. In the present paper, focusing on aerodynamic design and evaluation, we depict our recent work on a type of supersonic long-range civil vehicle. The background supersonic long-range civil vehicle is designed with cruising Mach number of 1.6 and flight altitude of 15km. The present work show the aerodynamic characteristics for the supersonic conditions and sonic boom levels for the cruising condition. Three in-house codes for aerodynamic design and optimization are performed with the inhouse code ARI\_OPT, and the characteristics are evaluated using the in-house code ARI\_OVERSET respectively. The sonic boom signatures both in the near field and the ground, which is inevitable problems for supersonic civil vehicle, are calculated with the in-house code ARI\_Boom. The results in this work can provide preliminary support for the next step developing of the supersonic long-range civil transport vehicle.

**Key Words:** supersonic commercial transport; aerodynamic configuration; optimal design; CFD; sonic boom characteristics

 Received:2019-08-23;
 Revised: 2019-08-25;
 Accepted: 2019-08-30

 \*Corresponding author.Tel.:
 024-86566601
 E-mail: qianzs@avicari.com.cn