

一种DSI进气道改进设计特性评估及试验研究

蔡明轩, 叶巍, 董如鹏, 陈劼

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘要: 在开展进发联合匹配调试试验前, 需对进气道设计状态下的气动特性进行评估, 验证其气动特性能否满足目标需求。以一种无隔板进气道(DSI)为研究对象, 建立了DSI进气道三维仿真计算模型与改进设计方案; 验证了改进方案模型的试验可适性; 计算得到了地面状态下不同马赫数时的进气道气动特性; 分析了通道内流场分布特点与AIP截面探针测量的准确性; 验证了其气动特性与畸变特性能够满足进发匹配的性能要求。结合进发联合试验, 对比其气动特性, 验证了仿真方法的适用性。

关键词: DSI进气道; 气动特性; 进气畸变; 相容性; 航空发动机; 进发匹配

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620(2025)01-0079-08

DOI: 10.3724/j.GTER.20250005

Evaluation and experimental research on the design characteristics of an improved DSI inlet

CAI Mingxuan, YE Wei, DONG Rupeng, CHEN Jie

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: Before the inlet/engine joint matching test, it is necessary to evaluate the aerodynamic characteristics of the inlet under the design state to verify the aerodynamic performance. A DSI inlet was taken as the research object so to establish the DSI inlet 3D simulation calculation model and the improved design scheme. The experimental adaptability of the improved scheme model was verified, and the inlet aerodynamic characteristics under different Mach numbers on the ground was calculated. The flow field distribution characteristics in the channel and the accuracy of AIP cross section probe measurement were analyzed. It has been verified that the aerodynamic characteristics and distortion characteristics can match the performance requirements of the engine. The applicability of the simulation method was verified by the comparison of aerodynamic characteristics and the advanced joint test.

Key words: DSI inlet; aerodynamic characteristics; inlet distortion; compatibility; aero-engine; inlet engine matching

1 引言

飞机与发动机之间的匹配(下面简称飞发匹配)问题一直是航空领域研究的重点^[1]。现代空战环境日趋严酷, 对飞机超/跨声速的机动性、超大攻角、大侧滑角飞行以及短距大攻角起飞等非常规机动性要求大幅提高, 由此也对飞发匹配设计提出了更高的要求。为提升飞机与发动机的综合性能及稳定

性, 需开展一体化设计, 形成最佳的飞发匹配, 获得最佳的推进系统效能^[2]。针对目前日益复杂的飞行条件, 前机身、进气道与发动机在气动方面需要能够良好地进行匹配。为防止前机身附面层影响进气道, 需要与前机身一起综合考虑进气道布局。发动机稳定裕度需求与进气畸变特性、发动机性能与进气道总压损失等均存在密切关联。

研究人员对无隔板进气道的流场特性进行了大量研究^[3]。如杨应凯^[4]对一种先进的无隔道超声速进气道进行了设计方法研究,发现进气道鼓包构型性能优异,并且取消了传统的超声速战斗机进气道设计中的附面层隔道,使得飞机阻力小、质量轻、可靠性高;唐静等^[5]对无隔板进气道鼓包外形进行了研究,基于离散伴随方法求取梯度,采用序列二次规划优化方法对鼓包外形进行了优化;赵振山等^[6]以某无隔板进气道为研究对象,设计了流动控制装置,通过抽吸提升进气道总压恢复系数。但目前在进行气动匹配上,还缺少相应研究。以进气道联合发动机为研究对象时,需要开展进/发联合数值计算、全尺寸进气道与发动机地面及高空台联合试验、进发相容性试飞等^[7-10],逐步降低进气道与发动机流场匹配的不确定性。

本文通过ANSYS仿真软件对一种DSI进气道与改进后试验用进气道进行了全三维流场数值仿真对比计算,得到了不同马赫数下进气道的流场分布与气动特性,验证了其气动特性与畸变特性能够满足目标要求;通过吹风试验的数据对比,验证了仿真方法的有效性,为后续进发联合匹配调试试验提供了一定参考。

2 数值计算方法

计算流体力学的数值分析方法具有成本低、周期短、适应范围广等优点,可以展现流场中的各个流动细节^[11]。目前工程实际中湍流流场计算大多采用雷诺平均Navier-Stokes(RANS)方程方法。本文计算软件采用FLUENT,包含基于压力的分离求解器、基于压力的耦合求解器、基于密度的隐式求解器、基于密度的显式求解器。由于采用了多种求解方法和多重网格加速收敛技术,因而能达到最佳的收敛速度和求解精度。灵活的非结构网格和基于解的自适应网格技术及成熟的物理模型,使其拥有广泛的应用范围。

非结构混合网格采用的流动控制方程为积分型的RANS方程:

$$\frac{\partial}{\partial \tau} \iiint_V \mathbf{W} dV + \oint_{\Omega} (H_c \cdot \mathbf{n} - H_v \cdot \mathbf{n}) dS = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{W} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E]^T$ 为守恒变量; H_c 为对流量; H_v 为黏性通量; $\mathbf{n}$ 为控制体单元边界面 Ω 的

向外的单位法向矢量。

黏性项离散采用中心差分,对流项离散采用Roe格式^[12],时间离散采用LU-SGS方法^[13],湍流模拟采用一方程SA模型^[14]。

计算边界条件给定方法为:在特定远前方来流参数下,通过调节进气道出口静压模拟不同节流状态。计算模型采用前机身/进气道组合体,其流场计算方法经过了大量算例计算,并与试验数据进行了对比,验证了计算方法的可靠性^[15]。

3 进气道流场数值计算

3.1 模型网格与计算状态

计算的进气道模型如图1所示。采用ICEM软件对模型进行网格划分。远场选取半球型,更贴合对称模型在大气中的进气方式。整个计算域采用多面体非结构网格填充,总网格量为780万左右。在网格生成过程中,对DSI进气道的外壁面、鼓包和进口倒角位置进行了局部加密,其网格模型如图2所示。

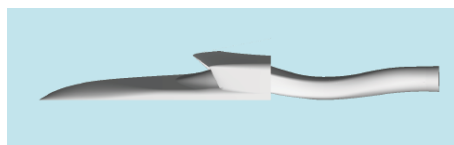


图1 DSI进气道模型

Fig.1 DSI inlet model

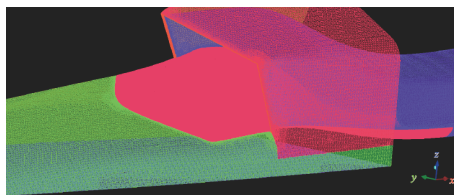


图2 DSI进气道鼓包处网格

Fig.2 DSI inlet bulge grid

计算远场条件设置为:压力远场 $p_0=101\ 325\ \text{Pa}$;进气道出口设为压力出口,通过调节背压,使进气道出口流量达到目标流量;DSI进气道对称面设为对称边界;湍流模型采用S-A模型,计算精度为二阶。

对进气道地面状态进行仿真计算,4个地面计算状态(表1)分别对应进气道出口马赫数 $Ma=0.31, 0.41, 0.49, 0.54$ 下的工作状态。对4个状态下的前机身进气道的流场分布与气动特性进行分析。

3.2 气动特性分析

对DSI进气道模型进行全三维流场仿真计算,

表1 计算状态
Table 1 Calculation state

状态	出口马赫数	来流静压/Pa	出口静压/Pa
Status 1	0.31	101 325	86 000
Status 2	0.41	101 325	79 000
Status 3	0.49	101 325	70 500
Status 4	0.54	101 325	66 800

得到不同流量状态下来流攻角 $\alpha=0^\circ$ 、侧滑角 $\beta=0^\circ$ 时的进气道流场分布与气动特性,验证了进发匹配满足需求。将计算得到的进气道出口马赫数与目标马赫数进行对比,如图3所示,4个状态的目标马赫数不断提高,计算得到的不同进气道状态下的马赫数曲线与目标马赫数曲线接近。

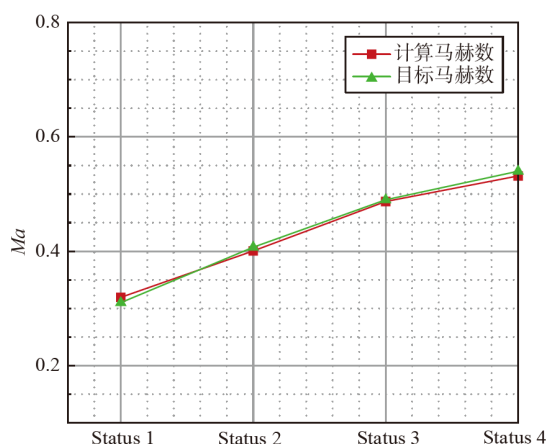


图3 马赫数对比

Fig.3 Mach number comparison

图4为不同马赫数状态下进气道的总压恢复系数。可见,随着进气道出口马赫数的增加,进气道内的总压损失逐渐增大,总压恢复系数逐渐减小。究其原因,随着进气道内流量增大、流速加快,进气道内的流场变化更加剧烈,气流经过管道造成的总压损失变大,高压区的范围变得狭长,低压区的范围相对变大,导致进气道出口截面的总压恢复系数减小,流场的畸变程度增大。

3.3 流场分析

在不同的进气道出口马赫数下,进气道对应的流场基本类似,如图5所示。气流流过进气道内壁管道,经过鼓包位置,在内壁面的面积缩小,流速变大,被鼓包的几何型面抬起,在鼓包后发生分离,形成不同范围的高、低压区;高压区狭长,低压区存在涡,形成总压损失,从而产生畸变。随着气流流向管道后

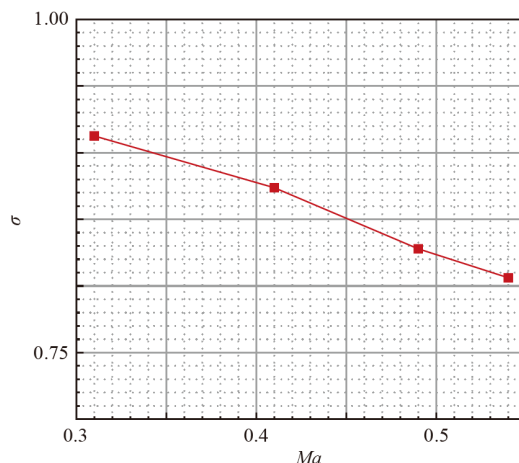


图4 不同马赫数下的总压恢复系数

Fig.4 Total pressure recovery coefficient at different Mach numbers

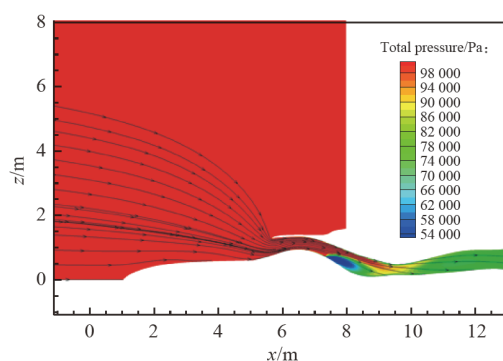


图5 进气道纵剖面总压分布及流线图

Fig.5 Inlet profile total pressure distribution and flow diagram

方,逐渐掺混,流场趋于均匀。

图6为不同马赫数下进气道出口截面的总压分布。可见,随着马赫数的增加,进气道内气流速度加快,流量增大,出口截面的总压逐渐减小,损失变大,出口截面畸变指数也变大。在较低流量时,低压区范围较小,高压区呈扭曲的心形,范围较为圆润,此时总压恢复系数较大;在较高流量时,低压区范围扩大、总压值减小,高压区范围变得狭长,过渡区范围变大,流场畸变程度变大,总压恢复系数减小。

在进气道出口截面位置布置测点,测点选取 8×5 类型,采用等环面积的方式排布。通过数据处理可以得到每个测点位置的总压值,在此基础上计算出该截面的稳态畸变指数。由于目前计算条件无法得到进气道出口截面处的紊流度,故将出口截面的稳态周向畸变指数作为进气道出口截面的稳态畸变指数。测点分布如图7所示。不同马赫数下,进气道出口截面位置的稳态畸变指数变化趋势如图8所示。

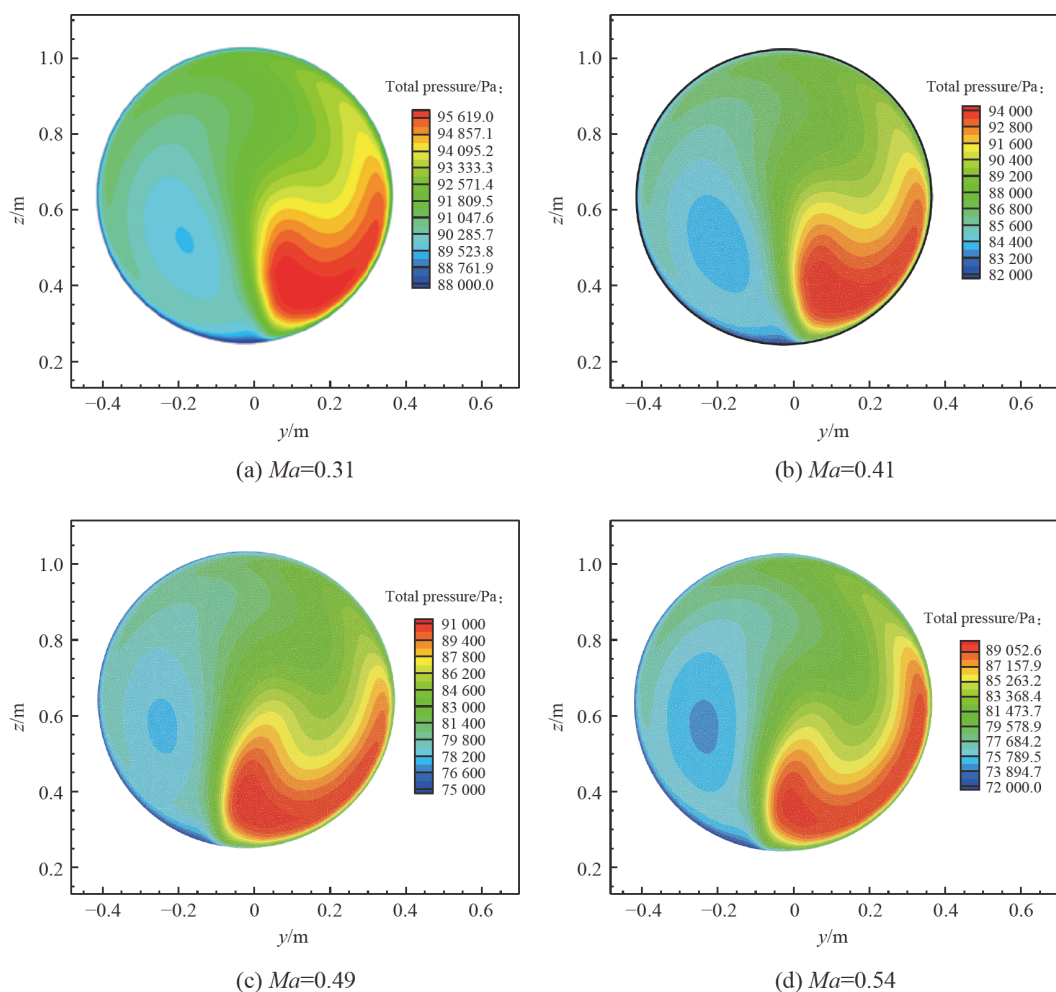


图6 不同马赫数下出口截面总压分布

Fig.6 Total pressure distribution of outlet section at different Mach numbers

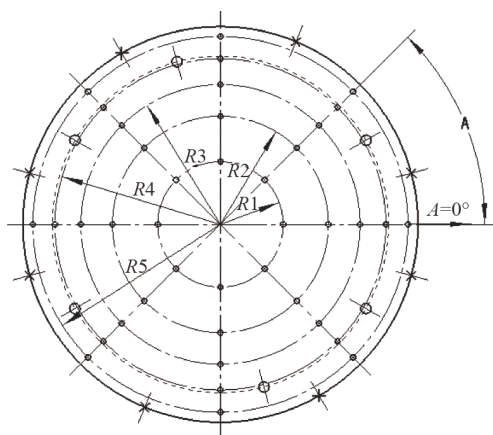


图7 测量点角度和半径示意图(逆航向)

Fig.7 Angle and radius diagram for measurement points (reverse course)

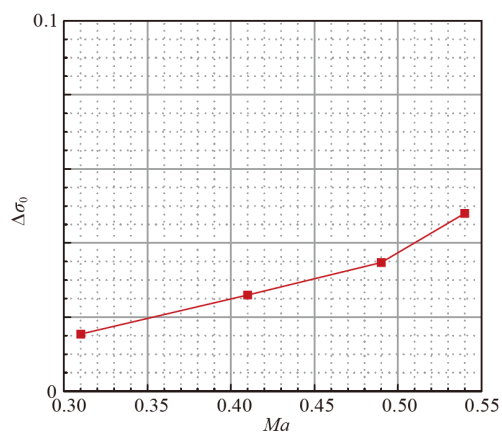


图8 不同马赫数下出口截面的稳态畸变指数

Fig.8 Steady-state distortion index of outlet section at different Mach numbers

随着管道内流量的增大,进气道出口截面的稳态畸变指数不断变大。由于综合畸变指数等于稳态畸变指数与紊流度之和,但紊流度通过计算仿真无

法获得,且紊流度一般小于稳态畸变指数,为此本文的综合畸变指数以2倍稳态畸变指数值作为评估值。目标进气道出口的不同进气状态下的畸变容限范围

$\Delta\bar{\sigma}=9.0\%\sim 12.0\%$, 仿真得到的固定状态范围内的畸变容限范围 $\Delta\bar{\sigma}_{0CFD}=3.0\%\sim 9.6\%$, 满足目标的畸变容限。

4 试验用进气道可适性验证

考虑到试验条件以及前文仿真结果, 基于飞机前机身流场特性, 从进发匹配点性能、进气道出口压力分布、喉道和管道沿程压力分布3个维度开展改进方案设计, 缩短DSI进气道进口前长度, 保证鼓包型面完整性。图9、图10为进气道改进方案, 模型同样

采用ICEM软件进行网格划分; 远场边界选取半球型, 采用多面体非结构网格填充, 总网格量为770万左右。计算方法及状态与前文一致。

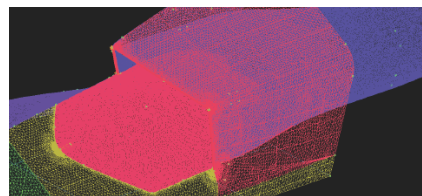


图10 改进方案进气道鼓包处网格
Fig.10 Inlet bulge grid for improved scheme

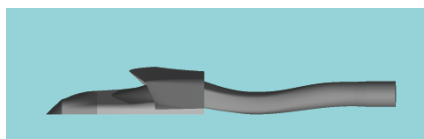


图9 改进方案进气道模型
Fig.9 Inlet model of improved scheme

4.1 流场分析

图11为改进方案进气道AIP截面的气动特性与原进气道的对比。可见, 不同计算状态下马赫数与流量曲线对应数值和发展趋势均较为相近, 不同马赫数下的总压恢复系数与稳态畸变指数变化趋势也

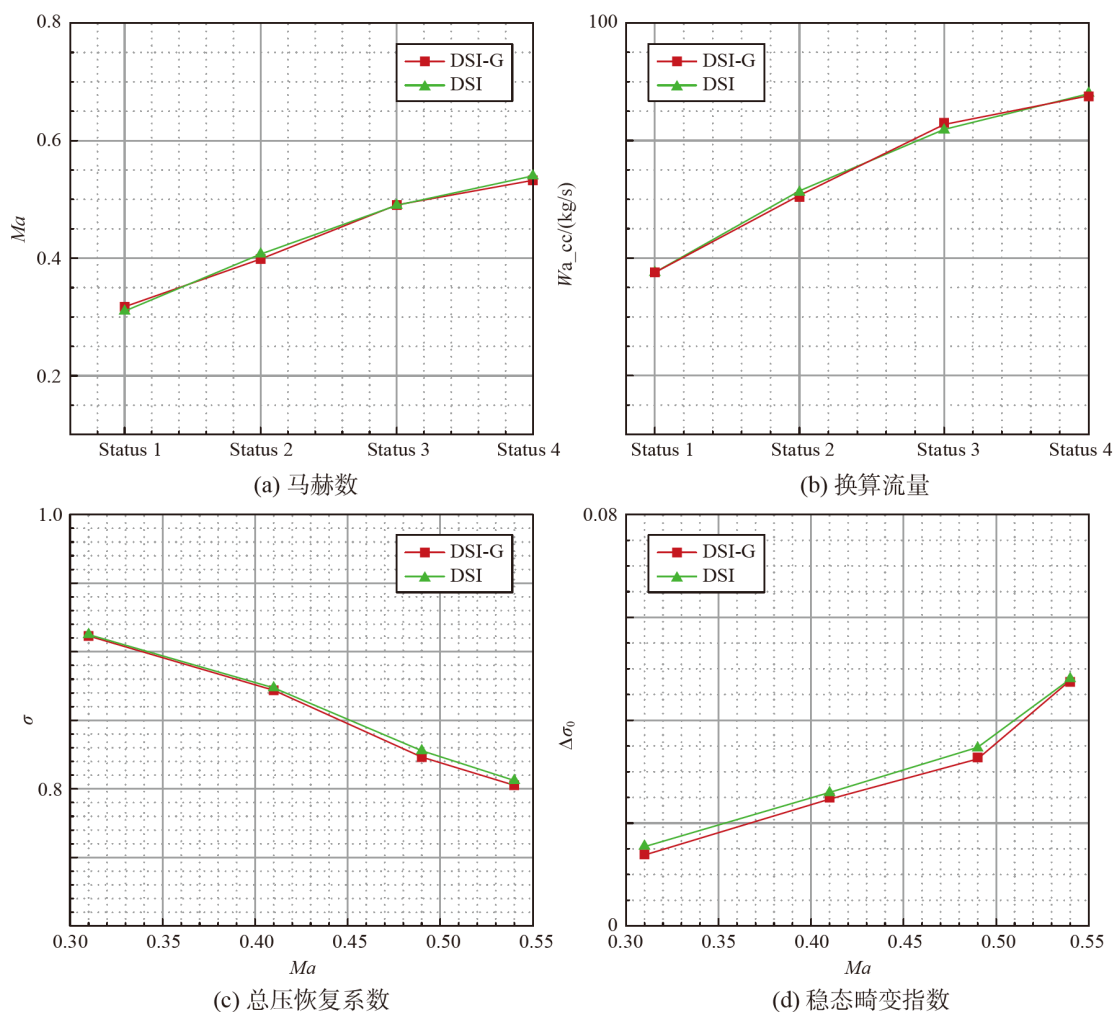


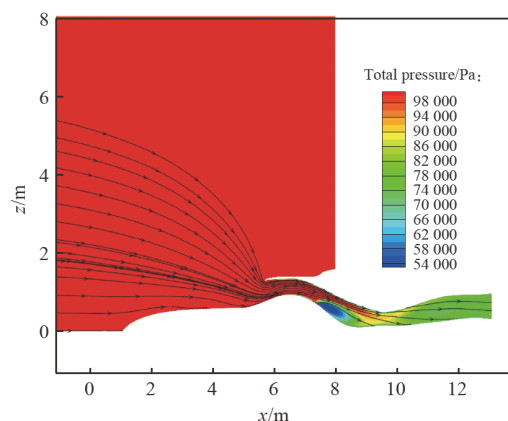
图11 原进气道与改进方案气动参数对比

Fig.11 Comparison of aerodynamic parameters between the original inlet and the improved scheme

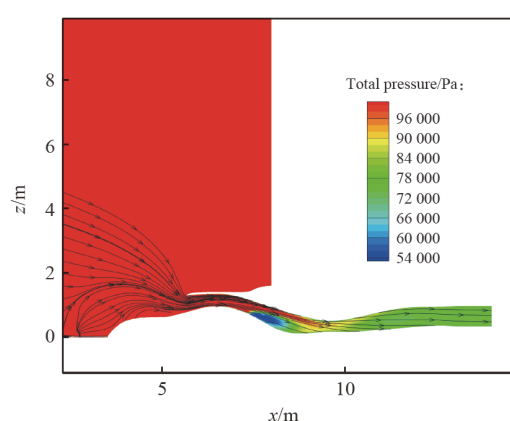
较为相近,证实改进方案进气道的气动性能变化不大。改进方案进气道仿真得到的固定状态范围内的 $\Delta\sigma_{0CFD}=2.6\%\sim 9.6\%$,与原进气道一致,满足畸变裕度要求。改进方案进气道模型可以代替原进气道模

型开展吹风试验。

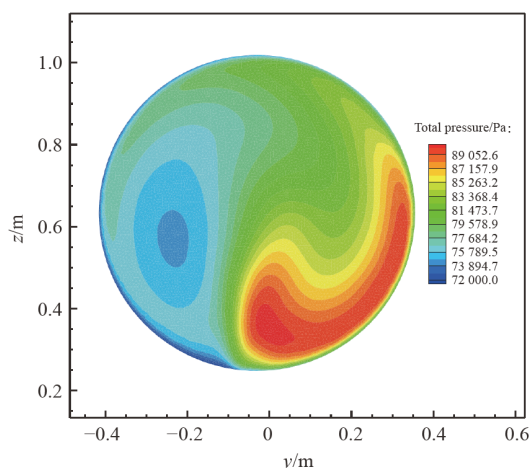
图12为原进气道与改进方案的纵剖面 and 出口截面的总压分布。可见,不同计算状态下,改进方案进气道对应的不同状态下的流场基本类似。气流流过



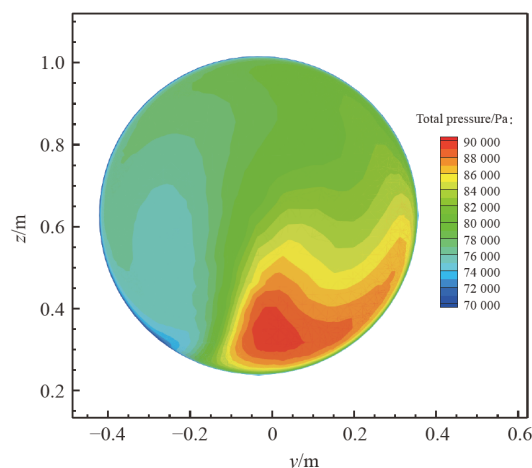
(a) 原进气道纵剖面总压分布及流线



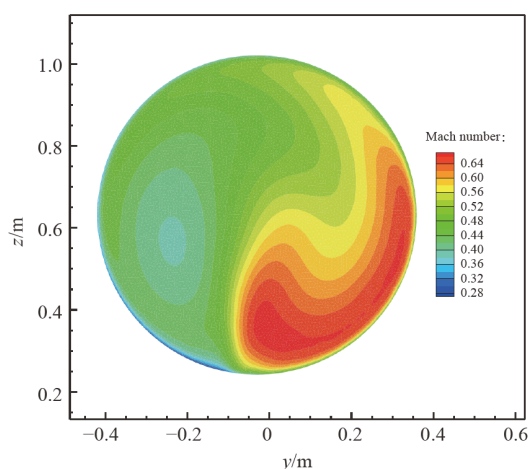
(b) 改进方案进气道纵剖面总压分布及流线



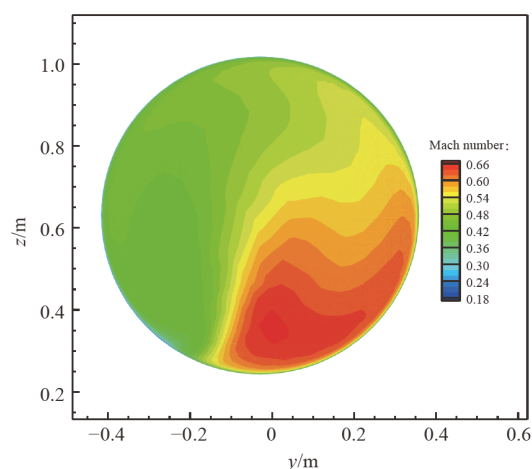
(c) 原进气道出口截面总压分布



(d) 改进方案进气道出口截面总压分布



(e) 原进气道出口截面马赫数分布



(f) 改进方案进气道出口截面马赫数分布

图12 设计状态下同位置流场特性对比

Fig.12 Comparison of flow field characteristics at the same position under the design state

进气道内壁管道,经过鼓包位置,在内壁面的面积缩小,流速变大;气流被鼓包的几何型面抬起,在鼓包后发生分离,形成不同范围的高、低压区;高压区狭长,低压区出现涡,形成总压损失,从而产生气流畸变。随着气流流向管道后方并逐渐掺混,流场趋于均匀。

不同马赫数下,气流通过进气道的流量有差异,造成的总压损失也不同。在较小流量状态时,低压区范围较小,平均总压值较大,高压区延伸较短,在轴向距离上更早掺混均匀,AIP测量截面总压恢复系数较大;在较大流量状态时,低压区范围较大,平均总压值较小,高压区在轴向位置上延伸较长,总压损失较大,从而导致气流畸变程度较大。

最大流量状态下,原进气道出口与改进方案进气道AIP截面的总压分布和马赫数分布情况近似,但高压区与低压区的范围,高马赫数区与低马赫数区的范围有所不同。前者出口高压区更为狭长扭曲,范围相对更大,低压区范围明显,压力平均值更小,稳态畸变指数更大;后者高压区范围较小,低压区位置与范围跟前者类似,但压力平均值更大,稳态畸变指数相对较小。马赫数分布与总压分布存在一定的联系,低压区的马赫数相对更小,前者高马赫数区范围呈扭曲心形,后者高马赫数区范围更为圆润,范围更大。

4.2 测试敏感性分析

在AIP测量截面按等环面积方式布置40个测点用于气流速度角(气流方向与x轴夹角)的测量,通过仿真得到不同测点位置的速度矢量在x、y、z轴的轴向分量与速度角。如表2所示,在设计状态下,40个测点位置的速度角均小于1°,当气流角小于15°时满足测试敏感性要求,验证了AIP截面测量的准确性。

表2 设计状态时各测点气流速度角值 (°)
Table 2 Velocity angle value of each measuring point under the design state (°)

A	R1	R2	R3	R4	R5
0	0.084	0.058	0.105	0.125	0.124
45	0.090	0.061	0.060	0.071	0.076
90	0.096	0.066	0.039	0.020	0.007
135	0.096	0.056	0.060	0.074	0.078
180	0.119	0.008	0.082	0.124	0.141
225	0.143	0.110	0.084	0.087	0.087
270	0.149	0.092	0.087	0.100	0.125
315	0.037	0.035	0.125	0.150	0.164

5 试验结果分析

对改进方案的进气道开展吹风试验。进气道试验件由前机身组件以及进气道组件2部分构成。在进气道试验件出口AIP截面安装流量管,通过流量管测量进气道出口总压、壁面静压以及脉动总压,实时监测流场参数变化,保证进气道出口流场满足需求。

以试验环境压力 $p_{sy}=97.27\text{ kPa}$ 作为基准,以AIP截面平均总压作为面平均总压,得到进气道各状态气动参数,见表3。仿真计算以理想大气环境压力 $p_t=101.30\text{ kPa}$ 作为基准,仿真计算的出口截面实际上比试验的流量管位置更靠前,流道内的气流更加剧烈,低压区面积更大,受附面层及低压区的影响损失更大,故仿真计算得到的AIP截面的总压恢复系数小于试验测量结果。其中最大马赫数状态进气道总压恢复系数试验值为0.812,出口综合畸变指数为8.71%。各状态下仿真与试验结果接近,总压恢复系数差值不超过2.50%,稳态畸变指数不超过1.30%。

表3 试验过程各状态进气道气动参数
Table 3 Aerodynamic parameters of inlet in each status during the test

参数	Status 1	Status 2	Status 3	Status 4
出口马赫数	0.31	0.41	0.49	0.54
低压区范围/(°)	185.7	185.8	184.8	180.3
稳态畸变指数(试验)/%	1.01	1.54	2.34	3.49
稳态畸变指数(仿真)/%	1.38	2.47	3.25	4.77
总压恢复系数(试验)	0.922	0.890	0.852	0.812
总压恢复系数(仿真)	0.913	0.874	0.828	0.806
综合畸变指数/%	2.96	4.48	6.59	8.71

6 结论

对一种DSI进气道模型与改进方案进气道模型进行了全三维数值仿真,得到了地面状态不同出口马赫数下2种进气道内的流场分布以及气动性能参数,开展了试验适用性验证,分析了不同状态下进气道的气动特性变化趋势,并与吹风试验结果进行了对比。主要结论如下:

- (1) 随着进气道抽吸能力增强,进气道AIP截面马赫数增大,流量增大,总压恢复系数变小,稳态畸变指数变大。
- (2) DSI进气道出口截面的稳态畸变指数在固定计算状态范围内的畸变容限为1.5%~4.8%,满足

目标的畸变容限。

(3) 改进方案进气道在不同马赫数下的气动特性与DSI进气道相近,管道内流场分布类似,AIP截面气流速度角均小于 1° ,满足试验适用性。

(4) 改进方案进气道仿真结果与吹风试验结果相比,出口截面总压恢复系数差值不超过2.50%,稳态畸变指数不超过1.30%,验证了仿真方法的准确性。

(5) 通过全三维仿真计算得到了2种进气道的气动特性与流场分布,验证了进气道能够满足目标畸变容限需求,为后续的进发匹配试验提供了一定的参考。

参考文献:

- [1] 侯敏杰,叶巍,彭生红. 关于未来进气道/发动机相容性技术的探讨[J]. 航空科学技术,2012,(5):5-8.
HOU Minjie, YE Wei, PENG Shenghong. Investigation on compatibility of future inlet/engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012, (5): 5-8. (in Chinese)
- [2] 梁彩云,谢业平,李泳凡,等. 飞/发性能一体化技术在航空发动机设计中的应用[J]. 航空发动机,2015,41(3):1-5.
LIANG Caiyun, XIE Yeping, LI Yongfan, et al. Application of integrated aircraft/engine technology in aero-engine designing[J]. Aeroengine, 2015, 41(3): 1-5. (in Chinese)
- [3] 武亚君,朱守梅,崔佃飞. 超声速无隔道进气道应用前景的初步研究[J]. 推进技术,2019,40(9):1933-1943.
WU Yajun, ZHU Shoumei, CUI Dianfei. Research on application prospect of diverterless supersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(9): 1933-1943. (in Chinese)
- [4] 杨应凯. Bump进气道设计与试验研究[J]. 空气动力学学报,2007,25(3):336-338.
YANG Yingkai. The research of bump inlet design and test[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(3): 336-338. (in Chinese)
- [5] 唐静,贾洪印,李彬,等. DSI进气道鼓包外形优化[J]. 西北工业大学学报,2017,35(S1):77-81.
TANG Jing, JIA Hongyin, LI Bin, et al. Bump shape optimization for DSI inlet[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2017, 35(S1): 77-81. (in Chinese)
- [6] 赵振山,马晓光,杜羽. 某Bump进气道流动控制计算研究[J]. 空气动力学报,2016,34(4):476-481.
ZHAO Zhenshan, MA Xiaoguang, DU Yu. Numerical simulation research of a Bump inlet flow control[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2016, 34(4): 476-481. (in Chinese)
- [7] 谭慧俊,郭荣伟. 一种背负式无附面层隔道进气道的数值模拟研究与实验验证[J]. 航空学报,2004,25(6):540-545.
TAN Huijun, GUO Rongwei. Numerical simulation investigation and experimental validation of a top-mounted diverterless inlet and its validation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 540-545. (in Chinese)
- [8] 谢文忠,郭荣伟. 一种平面埋入式进气道气动特性的试验[J]. 航空学报,2008,29(6):1460-1466.
XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Aerodynamic characteristics test of a plane embedded inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1460-1466. (in Chinese)
- [9] 巫朝君,杨万富,李征初,等. 入口形式对进气道低速特性的影响试验研究[J]. 流体力学实验与测量,2003,17(2):32-36.
WU Chaojun, YANG Wanfu, LI Zhengchu, et al. The experimental investigation of effects of entry forms on inlet properties at low speed[J]. Experiment and measurement of fluid mechanics, 2003, 17(2): 32-36. (in Chinese)
- [10] 张发启,江勇,桑增产,等. 某型飞机进气道对发动机性能和台架点的影响[J]. 推进技术,2001,22(2):137-138.
ZHANG Faqi, JIANG Yong, SANG Zengchan, et al. Effect of inlet on the engine performance and platform point for aircraft[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(2): 137-138. (in Chinese)
- [11] 林麒,郭荣伟. 大攻角下S弯进气道内气流的动特性[J]. 南京航空航天大学学报,1992,24(1):36-45.
LIN Qi, GUO Rongwei. The Unsteady flow characteristics of an S-shaped inlet at high incidence[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1992, 24(1): 36-45. (in Chinese)
- [12] ROE P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1997, 135(2): 250-258.
- [13] KIM J S, KWON O J. Improvement on block LU-SGS scheme for unstructured mesh Navier-Stokes computations[R]. AIAA 2002-1061, 2002.
- [14] SPALART P R, ALLMARAS S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 1992-0439, 1992.
- [15] 赵振山. 基于DOE理论双S型进气道流动控制优化设计研究[D]. 江苏扬州:中国航空研究院研究生院,2010.
ZHAO Zhenshan. Optimal design of flow control for dual-compact inlet using design-of-experiment theory [D]. Jiangsu Yangzhou: Graduate School of Chinese Aeronautical Establishment, 2010. (in Chinese)