

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2026.04.09

国产大涵道比发动机试车台流场特性CFD 仿真与测量分析

梁靓, 吴正昊, 李抒函*

(航天工程咨询(北京)有限公司, 北京 100000)

摘要: 为评估某型国产大涵道比航空发动机整机试车台的气动性能与流场品质, 开展流场特性计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)仿真与测量分析。基于三维建模软件构建包含进气塔、消音装置、整流网、航空发动机、引射筒及排气塔的试车台模型, 完成精细化网格划分, 采用标准 $k-\varepsilon$ (其中, k 为湍流动能, ε 为湍流耗散率)湍流模型与壁面函数法处理湍流及近壁流场, 并基于压力耦合方程组的半隐式算法(Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations, SIMPLE)求解流场控制方程, 分析速度场、压力场、温度场分布规律及自然对流特性。研究结果表明: 试车台引射系数可达1.97, 航空发动机前6 m截面速度不均匀度为29.05%, 满足相关行业标准要求; 整流网可使气流速度不均匀度降低约51.5%, 流场均匀性显著提升; 航空发动机进口总压不均匀度仅为0.3%, 流场畸变水平较低; 自然对流状态下试车台内风速低于2 m/s, 烟囱效应影响有限。该试车台气动设计合理, 流场品质优良, 可满足某型国产大涵道比航空发动机地面试车测试需求。

关键词: 航空发动机; 试车台; 流场特性; 计算流体力学; 气动性能; 整流网; 引射系数; 总压畸变

中图分类号: V21; TB9; V263 **文献标志码:** A **文章编号:** 1674-5795 (2026) 04-0129-09

CFD simulation and measurement analysis on flow field characteristics of domestic high-bypass-ratio engine test cell

LIANG Liang, WU Zhenghao, LI Shuhan*

(Aerospace Engineering Consulting (Beijing) Co., Ltd., Beijing 100000, China)

Abstract: To evaluate the aerodynamic performance and flow field quality of a full-scale test bench for a domestic high-bypass-ratio aero-engine, a computational fluid dynamics (CFD) simulation combined with measurement analysis was conducted. A three-dimensional model of the test bench, comprising an intake tower, silencing devices, a flow straightener, the aero-engine, an ejector duct, and an exhaust tower, was constructed using 3D modelling software. A refined mesh was generated, and the standard $k-\varepsilon$ turbulence model with wall functions was employed to handle turbulence and near-wall flow. The flow governing equations were solved using the Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations (SIMPLE), and the distributions of velocity, pressure, and temperature fields, as well as natural convection characteristics, were analyzed. The results show that the ejection coefficient of the test bench reached 1.97, and the velocity non-

收稿日期: 2026-04-17; 修回日期: 2026-07-09; 录用日期: 2026-07-16; 发表日期: 2026-08-28

基金项目: 国家自然科学基金项目(50906071)

引用格式: 梁靓, 吴正昊, 李抒函, 等. 国产大涵道比发动机试车台流场特性CFD仿真与测量分析[J]. 计测技术, 2026, 46(4):129-137.

Citation: Liang Liang, Wu Zhenghao, Li Shuhan. CFD simulation and measurement analysis on flow field characteristics of domestic high-bypass-ratio engine test cell[J]. Metrology & Measurement Technology, 2026, 46(4):129-137.



uniformity at the cross-section 6 m upstream of the engine was 29.05%, which meets the relevant industry standard requirements. The flow straightener reduced the velocity non-uniformity by approximately 51.5%, significantly improving flow uniformity. The total pressure non-uniformity at the engine inlet was only 0.3%, indicating a low level of flow distortion. Under natural convection conditions, the wind speed inside the test bench remained below 2 m/s, and the impact of stack effect was limited. Overall, the test bench exhibits a reasonable aerodynamic design and excellent flow field quality, thus satisfying the ground test requirements for the domestic high-bypass-ratio aero-engine.

Key words: aeroengine; test cell; flow field characteristics; computational fluid dynamics; aerodynamic performance; rectifying net; ejector coefficient; total pressure distortion

0 引言

民用大涵道比涡扇发动机是航空领域的核心动力装置^[1],其地面整机试车是获取可靠测试数据、验证性能、排查故障的关键环节。试车台内部流场的均匀性、压力分布、温度特性及进气畸变水平^[2],直接决定航空发动机测试精度、运行安全性与数据有效性。随着国产商用航空发动机研制进程加快,对试车台流场品质、气动匹配性与测试环境稳定性提出了更为严格的要求。开展试车台全尺度流场仿真与气动性能评估,对优化结构设计、提升测试质量具有重要工程价值。

当前国内外针对航空发动机试车台的研究多集中于局部部件优化、进气装置改进或简化模型仿真,对包含进气塔、消音系统、整流网、引射筒与排气塔的完整试车台开展全尺寸三维精细仿真的研究较少。部分研究中基于多孔介质、结构简化等方式处理引射筒与消音部件^[3],难以准确反映真实流动特征;部分研究缺少流场均匀性定量评价、总压畸变分析及自然对流影响评估^[4],无法全面支撑试车台设计验证与工程应用。

为准确获取某型国产大涵道比航空发动机试车台真实流动特性,弥补完整试车台全尺度仿真

与系统性能评估方面的不足,本文采用计算流体力学方法开展稳态数值模拟。建立包含真实开孔扩压器、整流网与多级消音结构的全尺寸模型,使用结构化网格与标准 $k-\varepsilon$ (其中, k 为湍流动能, ε 为湍流耗散率)湍流模型进行求解,重点分析速度场、压力场、温度场分布规律,量化整流网对流场均匀性的改善效果,评估航空发动机进口总压畸变水平,并揭示自然对流条件下烟囱效应的影响规律,为国产大涵道比航空发动机试车台流场评估提供定量依据,同时为同类航空发动机试车台的仿真建模、结构优化与流场控制提供参考方法。

1 计算模型和方法

1.1 几何模型与简化

采用UG软件构建某国产大涵道比民用航空发动机试车台全尺寸几何模型,如图1所示,分析时

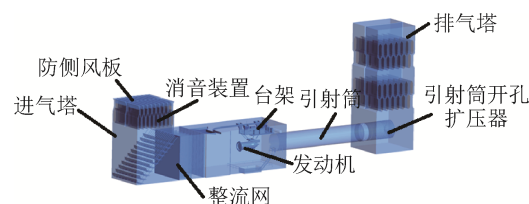


图1 航空发动机试车台全尺寸几何模型

Fig.1 Full-scale geometric model of aeroengine test cell

表1 试车台主要设计参数

Tab.1 Main design parameters of the engine test cell

进气塔		试车间 截面尺寸	航空发动机与 引射筒中心线 标高/m	开孔扩压 器开孔 率/%	排气塔		导流片		整流网	
高度/m	截面尺寸				高度/m	截面尺寸	数量/片	尾部角度/(°)	截面尺寸	开孔率
20	12 m × 12 m	12 m × 12 m	6	30	34	12.32 m × 12.32 m	13	2	12 m × 12 m	约 53%

保留对气动特性有显著影响的结构,包括进气塔、防侧风板、进气消音装置、导流装置、水平消音装置、整流网、航空发动机本体、台架、固定平台、隔声大门、引射筒、排气消音装置及排气塔。为提升网格质量与计算效率,对微小结构合理化:忽略螺栓、螺母、细栏杆等特征长度小、对流场影响可忽略的部件;将整流网圆形丝径简化为方形截面;引射筒扩压器小孔采用真实开孔率30%建模,替代传统多孔介质近似方案。试车台主要设计参数如表1所示^[5]。

1.2 网格划分与边界条件

1.2.1 网格划分

在ICEM 19.0中采用结构化网格划分,对复杂区域分块生成后拼接阵列。计算域总体网格模型如图2所示,局部网格展示如图3所示。航空发动机进气道近壁面实施边界层加密,第一层网格高度为4 mm。采用分区域方式完成网格划分,关键区域网格参数:进气塔区域约划分430万个网格;水平消音装置区域约划分180万个网格;排气塔区域约划分530万个网格;引射筒区域约划分2 400万个网格,开孔局部加密;试车段区域约划分1 550万个网格;整流网区域约划分1 000万个网格,网格质量为1.0。整体网格总量约为8 090万个,整体网格质量为0.4,无负体积网格,全域壁面保证 $Y^+ < 300$ (Y^+ 为无量纲壁面距离),绝大部分壁面 Y^+ 处于30 ~ 200,满足标准 $k-\varepsilon$ 模型搭配壁面函数的数值计算要求。

1.2.2 网格影响性验证

为保证计算精度符合要求,本文开展了网格影响性验证。以试车台整体流场为对象,分别构建了粗、中、细三套不同密度的全结构化网格,网格总数分别为6 500万个、8 090万个和9 600万个,对试车间平均气流速度及速度不均匀度进行对比分析,结果如图4所示。

三套网格的关键参数偏差较小,流场分布无显著差异,继续增加网格数量对计算结果的提升已不明显。综合考虑计算精度与计算资源消耗,本文最终采用8 090万个网格的方案开展全工况数值仿真计算。

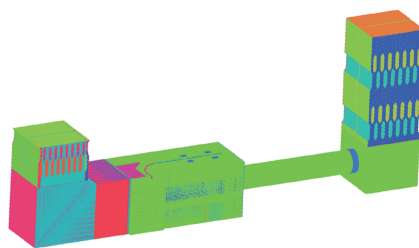
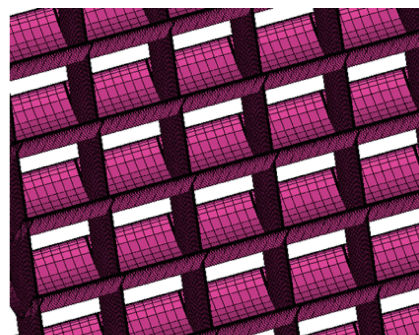


图2 计算域总体网格模型

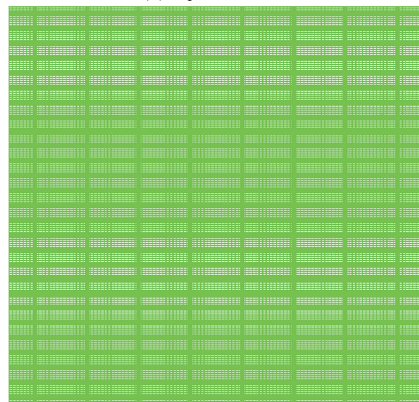
Fig.2 Overall mesh model of computational domain



(a) 导流片
(a) Deflector



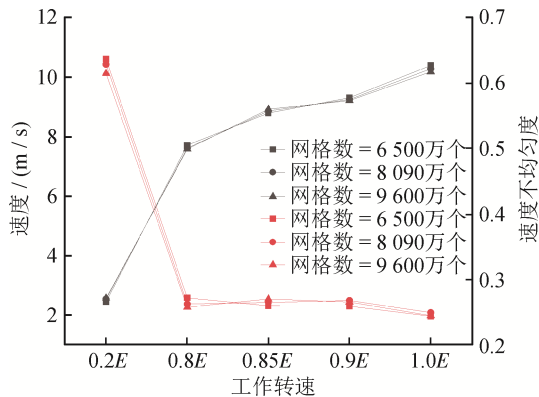
(b) 开孔扩压器
(b) Open diffuser



(c) 整流网
(c) Rectifying net

图3 局部网格展示

Fig.3 Detailed mesh of local regions



注：E为额定转速。

图4 不同网格数量条件下的试车间平均流速及速度不均匀度对比

Fig.4 Comparison of average flow velocity and velocity non-uniformity in the test cell under different grid quantities

1.2.3 边界条件

基于航空发动机典型试车工况设置边界条件，忽略航空发动机内部流动^[6]，以进出口边界模拟整机工作状态：进气塔进口设置为压力进口；排气塔出口设置为压力出口；航空发动机进口设置为压力出口；航空发动机风扇/内涵道出口设置为质

量流量进口。航空发动机试车边界参数^[7]如表2所示。

1.3 求解方法与验证

采用Fluent 19.0进行稳态数值求解，控制方程包括连续方程、动量方程与能量方程。结合文献^[3, 6, 8-10]，采用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型与壁面函数法处理湍流及近壁流场，并基于压力耦合方程组的半隐式算法(Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations, SIMPLE)求解流场控制方程，以达到较好的收敛性和准确性。流动方程、湍流动能方程、耗散率方程以及能量方程均采用二阶迎风差分格式进行离散。为了验证本文方法的可靠性，将基于该方法得到的计算结果与实测结果进行对比，结果如表3所示。

根据表3分析计算值与实测值的相对偏差，结果表明：试车间压力降相对偏差为4.06%，测试截面平均流速相对偏差为5.71%，排气温度相对偏差为6.21%，速度不均匀度相对偏差为6.43%，引射系数相对偏差为5.58%，关键指标吻合良好，表明计算方法准确可信。

表2 航空发动机试车状态参数

Tab.2 Parameters of engine test conditions

环境温度/K	环境压力/kPa	航空发动机进口流量/(kg/s)	风扇出口流量/(kg/s)	风扇出口总温/K	内涵道出口流量/(kg/s)	内涵道出口总温/K
300	101.325	516.56	470.96	339.2	43.71	831.3

表3 计算与实测结果对比

Tab.3 Comparison between calculated and measured results

参数	试车间压力降/Pa	测试截面平均流速/(m/s)	排气温度/℃	速度不均匀度/%	引射系数
实测值	78.38	7.01	88.50	23.79	6.63
计算值	75.20	6.61	83.00	22.26	7.01

1.4 试验测量方案

在试车间内搭建脚手架，测试试车台内的风速及压力，计算得到速度不均匀度与引射系数。在排气塔内布置热电偶，测量得到排气温度。

根据GJB 5543-2006《航空发动机试车台通用要求》^[11]及美国机动工程师协会标准SAE AIR4869A

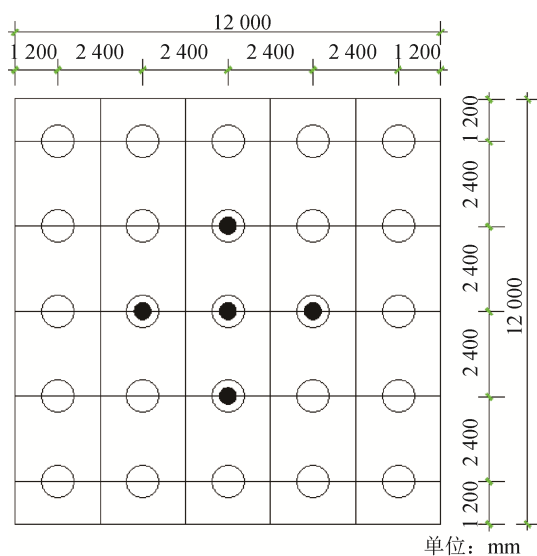
《Design considerations for enclosed turbofan/turbojet engine test cells》^[12]规定，进气截面风速测点应布置于距离航空发动机进气口截面3~4倍进气道直径的位置。试车间进气截面为12 m×12 m，按照面积均分原则，将进气截面划分为25个区域。风速及压力测点布置如图5所示。皮托管的总压管与静

压管分别连接压差传感器的两个测压端口,得到测点处的总压和静压数据。压差传感器的一端接测点,另一端直接连接外部环境大气。

取每个区域中心处速度,计算整个截面平均速度,根据式(1)计算得到速度不均匀度 δ 。

$$\delta = \frac{V_{\max} - V_{\min}}{V_{\text{aver}}} \quad (1)$$

式中: $V_{\max}$ 为 25 个测点中最大速度, $V_{\min}$ 为 25 个测点中最小速度, V_{aver} 为 25 个测点流速平均值。



注: ○为风速仪布置位置;
●为截面总静压差皮托管布置位置。

图5 风速及压力测点布置图

Fig.5 Layout of wind speed and pressure measuring points

2 结果与分析

2.1 整体流动特性

试车台整体流线如图6所示,能看到流线清晰,气流由进气塔垂直进入,经导流片转为水平方向,穿过消音装置与整流网后进入航空发动机;航空发动机排气与旁路气流在引射筒混合,经开孔扩压器进入排气塔,最终排入大气。整体流动顺畅、对称,无明显堵塞与分离,引射系统工作正常。典型工况下试车台性能参数:航空发动机进气流量为 514.67 kg/s,试车台总进气流量为 1 526.34 kg/s,引射系数(计算方法为引射外界空气的质量流量除以航空发动机进气流量)为 1.97;进气塔平均流速

为 9.74 m/s,排气塔平均流速为 10.15 m/s,试车间截面流速 10.29 m/s;进气总压损失为 155 Pa,航空发动机进排气静压差为 17.5 Pa。

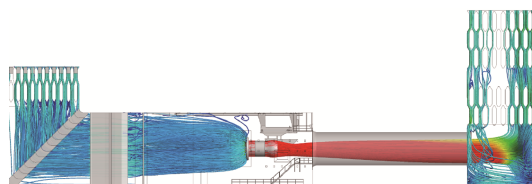


图6 整体流线图

Fig.6 Overall streamline diagram

2.2 速度场分析

试车间内截面位置如图7所示,特征截面速度云图如图8所示。试车间内部速度集中在 8~12 m/s,台架等固壁附近出现局部滞止;水平消音装置流道收缩导致局部高速流动,流线紊乱。参照 GJB 5543-2006 《航空发动机地面试车台通用要求》^[11] 与 SAE AIR4869A 《Design considerations for enclosed turbofan / turbojet engine test cells》^[12],选取航空发

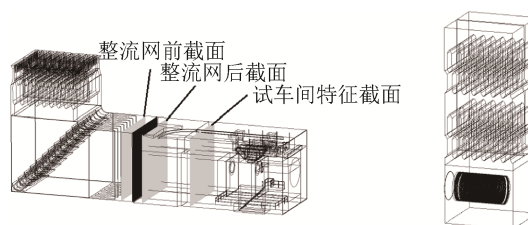


图7 试车间内截面位置示意图

Fig.7 Schematic diagram of cross-section positions inside the test cell

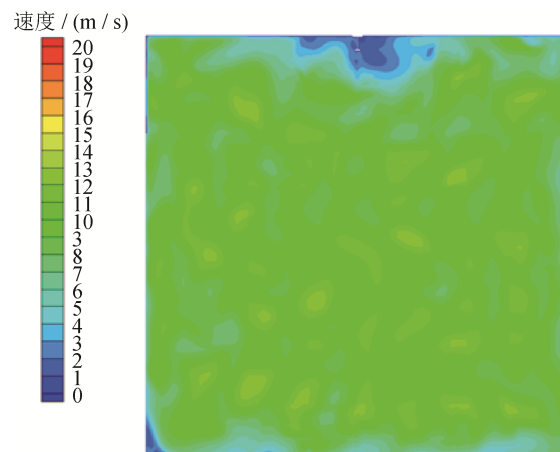


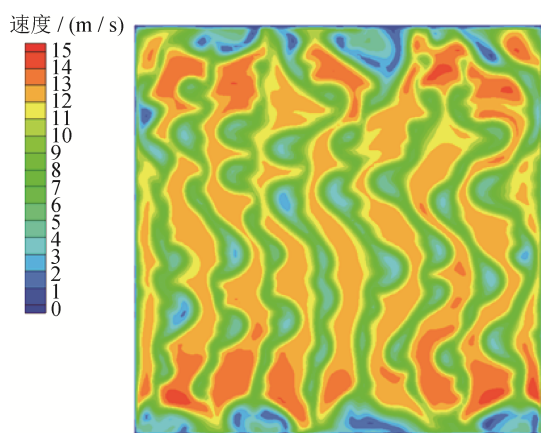
图8 特征截面速度云图

Fig.8 Velocity contour of characteristic cross-sections

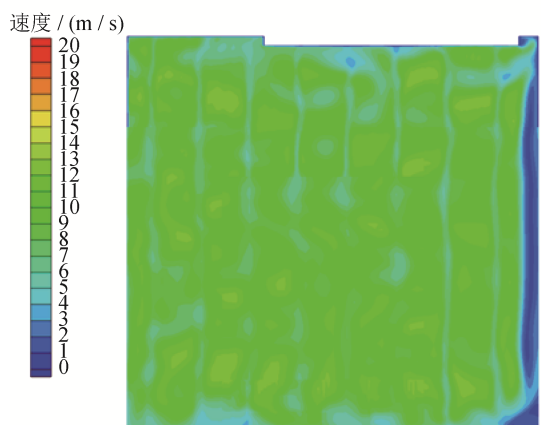
动机前6 m截面为特征截面,均匀分布25个测点,计算得到平均流速为10.29 m/s,最大流速为11.97 m/s,最小流速为8.98 m/s,速度不均匀度为29.05%。速度不均匀度低于35%的行业限值,满足试车流场均匀性要求。非设计变工况进气不均匀度可能会加剧,可通过增设双层整流网、优化进气导流结构来改善来流均匀性,降低变工况下的速度畸变。

2.3 整流网对流场的改善

整流网前后流线及速度情况如图9所示。对比整流网前后2 m截面速度分布可知:整流网前位置处流场受消音片干扰,速度极不均匀,不均匀度为89.5%;经整流网规整后,速度不均匀度降至43.4%,降幅达51.5%。整流网可有效抑制大尺度



(a) 整流网前
(a) Before rectifying net



(b) 整流网后
(b) After rectifying net

图9 整流网前后流线及速度示意图

Fig.9 Schematic diagram of streamlines and velocity distribution before and after the rectifying net

涡,减小流速梯度,显著提升进气均匀性。

2.4 温度与静压分布

试车台温度云图如图10所示,可以看出:试车间主流区温度约为300 K,航空发动机排气与旁路空气在引射筒内充分掺混降温,温度分布对称,无局部过热。

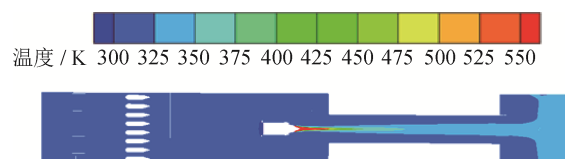


图10 试车台温度云图

Fig.10 Temperature contour of the test cell

试车台压力云图如图11所示,静压场无突变与堵塞,试车间位置呈微负压,排气塔位置为正压;在引射筒扩压段气流压力逐步回升并达到峰值,压力梯度合理,符合气动设计规律。

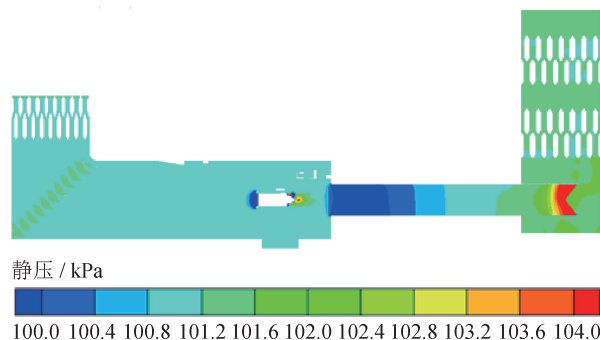


图11 试车台压力云图

Fig.11 Pressure contour of the test cell

2.5 航空发动机进口总压畸变

在航空发动机领域,总压畸变是指在进气道出口位置(航空发动机进口截面上),气流总压分布不均匀的现象,也被称为进气总压畸变,是进气道流场畸变中最常见、影响最显著的类型之一。沿航空发动机进口截面取如图12所示的测点,通过测点数据的最大值与最小值之差除以平均总压计算得到航空发动机进气道总压畸变。本研究中总压不均匀度为0.3%,畸变水平较低,流场品质优异,可避免进气畸变诱发航空发动机喘振等风险。

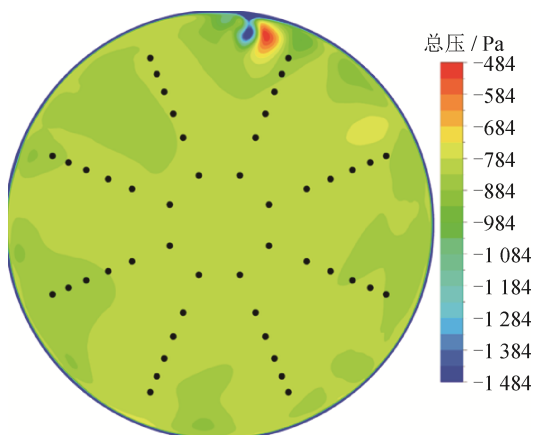


图 12 航空发动机进口截面总压分布

Fig.12 Total pressure distribution at engine inlet section

3 自然对流状态分析

烟囱效应是指因竖井结构内外温差形成的热压差作用而使烟气运动的现象。热压值与结构内外温差产生的空气密度差及进排风口的高度差成正比,在 $P_s = P_0$ (P_s 为竖井内压力, P_0 为大气压力)处会形成压力中性面,中性面与竖井开口位置、开口大小、竖井内外温差等因素有关,在中性面之上任意高度 h 处的内外压差为^[13]

$$\Delta P_{s0} = K_s (1/T_0 - 1/T_s) h \quad (2)$$

式中: ΔP_{s0} 为竖井内外压差, K_s 为修正系数, T_0 为外界空气绝对温度, T_s 为竖井中空气绝对温度。

中性面的计算方式为

$$\frac{H_n}{H} = \frac{1}{1 + (T_0/T_s)^{1/3}} \quad (3)$$

式中: H_n 为中性面到竖井底部的距离, H 为竖井高度。

根据伯努利方程,竖井内外压差可以表示为^[14]

$$\Delta P_{s0} = \frac{1}{2} \rho v^2 = gh(\rho - \rho_1) \quad (4)$$

式中: ρ 为外界空气密度, ρ_1 为竖井内空气密度, v 为竖井内空气流速, g 为重力加速度。

推导可得

$$v = \sqrt{2gh(1 - \frac{T_0}{T_s})} \quad (5)$$

试车台进气塔高 20 m, 排气塔高 34 m, 静止

状态下存在烟囱效应。基于热压与伯努利方程,计算不同温差下自然对流速度:排气塔底温度为 320 K 时,合速度为 1.66 m/s;温度为 310 K 时,合速度为 1.12 m/s;温度为 300 K 时,合速度为 0.85 m/s;温度为 290 K 时,合速度为 0.36 m/s。自然对流风速均低于 2 m/s,对航空发动机试车气动环境干扰微弱,试车台可在常规环境下稳定运行。

本节中自然对流风速、压力分布及烟囱效应影响的分析结果,均采用基于烟囱效应理论的工程近似方法计算得到,并非全三维 CFD 仿真结果。工程近似计算结果用于快速评估不同温差条件下自然对流的影响水平,其精度已通过文献和试验经验验证^[15],可为试车台流场设计提供参考。

4 结论

基于 CFD 方法对某民用航空发动机整机试车台开展全尺寸三维数值模拟,系统分析其气动性能、流场分布规律及自然对流特性,结合试验验证结果,得出以下结论:

1) 试车台气动设计满足工程应用与行业标准要求,引射系数达 1.97,航空发动机前 6 m 截面速度不均匀度为 29.05%,符合 GJB 5543-2006^[11]及 SAE AIR4869A^[12]要求,可稳定保障航空发动机地面试车的顺利开展,为航空发动机性能测试、可靠性验证提供良好的气动环境。

2) 采用结构化网格划分结合标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型与标准壁面函数的数值求解方法,所得数据曲线收敛稳定且精度可靠,计算结果与实测数据的相对偏差均控制在 8.5% 以内,该方法可有效应用于航空发动机试车台的气动性能仿真与评估,为同类试验设备的数值建模提供参考。

3) 整流网对试车台流场均匀性具有显著改善作用,可将整流网前 89.5% 的速度不均匀度降至 43.4%,降幅达 51.5%,能够有效抑制大尺度涡流,减小流速梯度,是提升试车台进气流场品质、保障航空发动机进气稳定性的关键部件。

4) 航空发动机进口流场品质优良,总压不均匀度仅为 0.3%,流场畸变水平较低,可有效避免

进气畸变诱发的航空发动机喘振等安全风险,确保航空发动机试车过程的安全性测试数据的准确性。

5) 自然对流状态下,试车台内风速始终低于2 m/s,进气塔与排气塔高度差产生的烟囱效应对试车气动环境的干扰微弱,表明试车台具有良好的环境适应性,可在常规环境条件下稳定运行。

综上所述,该民用大涵道比航空发动机试车台气动设计合理、流场品质优异、运行稳定性良好,完全满足航空发动机地面试车需求。后续可进一步开展变工况数值仿真与试验对标,优化导流片角度、整流网密度及引射筒开孔布局,持续提升试车台气动性能与测试精度,同时开展新型湍流模型、智能优化算法研究,进一步提升研究深度,为国产民用大涵道比航空发动机的研制与适航取证提供技术支撑。

参考文献

- [1] 黑少华,江声兰.民用大涵道比发动机短舱阻力数值研究[J].沈阳航空航天大学学报,2017,34(4): 48-54.
Hei Shaohua, Jiang Shenglan. Numerical investigation of the nacelle drag of large bypass ratio turbofan engine[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2017, 34(4): 48-54.
- [2] 孙一峰,刘凯礼,张慧骝,等.大涵道比涡扇发动机进气道的侧风畸变特性分析[C]//中国力学大会——2013 论文摘要集,2013. DOI: ConferenceArticle/5af1987cc095d71bc8c7bc0c.
Sun Yifeng, Liu Kaili, Zhang Huiliu, et al. Analysis on crosswind distortion characteristics of inlet for high bypass ratio turbofan engine[C]// Abstract Collection of Chinese Congress of Theoretical and Applied Mechanics 2013, 2013. DOI: ConferenceArticle/5af1987cc095d71bc8c7bc0c.
- [3] 宋江涛,邓小宝,魏海涛.航空发动机试车台推力仿真技术研究[J].计算机仿真,2012,29(1): 67-70.
Song Jiangtao, Deng Xiaobao, Wei Haitao. Research on simulating test-bed thrusts of aero-engine[J]. Computer Simulation, 2012, 29(1): 67-70.
- [4] 张澄宇,周立江.航空发动机试车台的气动流场研究[J].航空科学技术,2006(1): 37-39.
Zhang Chengyu, Zhou Lijiang. Study on aerodynamic flow field of aero-engine test bed[J]. Aeronautical Science & Technology, 2006(1): 37-39.
- [5] 张天宏,张宸煦.航空发动机整机试验关键参数测试技术综述[J].计测技术,2025,45(1): 3-20.
Zhang Tianhong, Zhang Chenxu. Review of engine-level testing techniques for the key parameters of gas turbine engine[J]. Metrology & Measurement Technology, 2025, 45(1): 3-20.
- [6] 黄家骅,于廷臣,冯国泰.某小型涡扇发动机全流道准三维数值解法[J].航空发动机,2005(2): 46-49.
Huang Jiahua, Yu Tingchen, Feng Guotai. Quasi-3D numerical method for a small turbofan engine flow passage[J]. Aeroengine, 2005(2): 46-49.
- [7] JB/T 10564-2006 流量测量仪表 基本参数[S].
JB/T 10564-2006 Basic parameters for flow measuring instruments[S].
- [8] 曹海峰,李雪峰,赵龙.基于CFD的航空发动机试车台进气加温装置气动性能分析[J].燃气涡轮试验与研究,2019,32(1): 47-51.
Cao Haifeng, Li Xuefeng, Zhao Long. Aerodynamic performance analysis of inlet heating device for aero-engine test bed based on CFD[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(1): 47-51.
- [9] 任光远.四冲程发动机缸内流场及喷雾场CFD仿真计算[D].南京:南京航空航天大学,2012.
Ren Guangyuan. CFD simulation calculation of in-cylinder flow field and spray field in four-stroke engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [10] 王君,宋永兴,姜营,等.基于结构化网格的涡旋压缩机内部流场模拟[J].工程热物理学报,2016,37(2): 309-313.
Wang Jun, Song Yongxing, Jiang Ying, et al. Numerical simulations of internal flow fields for scroll compressors based on structured dynamic meshes[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2016, 37(2): 309-313.
- [11] GJB 5543-2006 航空发动机地面试车台通用要求[S].
GJB 5543-2006 General requirements for aero-engine ground test bed[S].

- [12] SAE AIR4869A. Design considerations for enclosed turbofan/turbojet engine test cells[S].
- [13] 朱杰, 夏锐, 杜露露, 等. 单纯烟囱效应作用下竖井结构内火灾烟气运动规律研究[J]. 热科学与技术, 2011, 10(3): 255-263.
Zhu Jie, Xia Rui, DU Lulu, et al. Study on fire smoke movement in shaft structure under pure stack effect [J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2011, 10(3): 255-263.
- [14] 张靖岩, 霍然, 王浩波, 等. 烟囱效应形成机理的实验[J]. 中国科学技术大学学报, 2006, 36(1): 73-76.
Zhang Jingyan, Huo Ran, Wang Haobo, et al. Experimental study on formation mechanism of stack effect [J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2006, 36(1): 73-76.
- [15] 赵彬, 王毅. 室内航空发动机进气流场流量测量数值模拟研究[J]. 计测技术, 2017, 37(3): 29-33.
Zhao Bin, Wang Yi. Numerical simulation on flow measurement of inlet flow field of indoor aero-engine[J]. Journal of Metrology Technology, 2017, 37(3): 29-33.

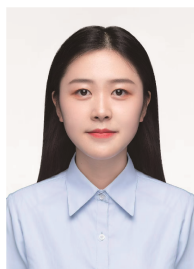
(本文编辑: 刘圣晨 李成成)



第一作者: 梁靓(1993—), 女, 工程师, 硕士, 主要研究方向为航空发动机气体动力学。



作者简介: 吴正昊(1994—), 男, 工程师, 硕士, 主要研究领域为航空航天领域固定资产投资、咨询规划等。



通信作者: 李抒函(1998—), 女, 工程师, 硕士, 主要研究方向为航空航天领域固定资产投资、咨询规划等。