DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.05.041

三维排气矢量对发动机室内试车引射特性的影响研究

徐唯[1],桑泽林[2],陈杰[1],周伟[2],林山[2]

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016;
2. 中国航发集团 沈阳发动机研究所,辽宁 沈阳 110015)

摘　要:排气矢量会严重影响试车台引射筒内的流场,从而影响发动机性能试验以及推力测量。运用数值模拟方法对三维矢量排气条件下试车台引射筒、动架以及发动机表面等部位的气动特性进行研究,发现偏转角对试车台的引射系数影响较大,相位角对其影响较小,可以忽略不计。随着偏转角增大,引射系数呈先减小后增大的规律,偏转角 10°时引射系数最小,这与试验结果相吻合。引射系数的变化导致试车间来流速度发生变化,从而影响动架以及发动机表面压力,最终影响推力测量准确性。引射系数与引射筒内回流区的大小呈负相关。

关键词:航空发动机;室内试车台;三维矢量排气;数值模拟

中图分类号:V231.3　　**文献标志码**:A　　**文章编号**:1671-5276(2026)05-0229-07

Research on the Influence of Three-Dimensional Exhaust Vector on Ejection Characteristics of an Indoor Engine Test Cell

Xu Wei[1], Sang Zelin[2], Chen Jie[1], Zhou Wei[2], Lin Shan[2]

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. AECC Shenyang Engine Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Exhaust vector can seriously affect the flow field inside the ejector tube of a test cell, thereby influencing engine performance tests and thrust measurement. Numerical simulation is employed to investigate the aerodynamic characteristics of the ejector tube, the movable frame, and the engine surface under three-dimensional vector exhaust conditions. It is found that the deflection angle has a significant effect on the ejection coefficient of the test cell, while the phase angle has a negligible effect and can be ignored. As the deflection angle increases, the ejection coefficient first decreases and then increases, reaching its minimum at a deflection angle of 10°, which is consistent with experimental results. The variation of the ejection coefficient changes the incoming flow velocity in the test cell, thereby affecting the pressures on the movable frame and the engine surface, and ultimately the accuracy of thrust measurement. The ejection coefficient is negatively correlated with the size of the recirculation zone inside the ejector tube.

Keywords: aero-engine; indoor test cell; three-dimensional exhaust vector; numerical simulation

0　引言

矢量推进技术为飞机的机动能力提供了更多可能性,可以实现飞机俯仰、偏航、横滚等姿态的高效控制[1-3]。为了确定飞行器可实现的机动边界,需要对发动机矢量推力进行准确的计算和测量[4]。相比于其他类型试车台,室内试车具有建设成本低、方便实施、易于操作等优点,因此大量发动机整机试验测试都是通过室内试车台进行的[5-7]。

Gullia 等[8]使用 $k-\varepsilon$ 湍流模型对微型涡轮发动机试车台进行了初步的三维计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)分析,仿真与试验结果趋势基本一致。Bindl 和 Gullia 等[9-10]利用 ANSYS CFX 软件对试车台进行了流场的试验和数值分析研究,结果显示在低速情况下试验与仿真结果符合较好。张章等[11]对多个工况的流场进行了仿真,并运用文献中的试验数据初步验证了计算结果的准确性。Zhang 等[12]对试验室的仿真流场与试验结果进行对比,发现数值模拟可以直接反映试验条件和参数的分布规律。以上学者的研究表明仿真计算用于试车台流场分析具有可行性,同时也为本文的计算方法提供了参考。

沈阳发动机研究所在试验时发现矢量偏转会

基金项目:国家科技重大专项(J2019-V-0011-0106)

第一作者简介:徐唯(1998—),男,江苏无锡人,硕士研究生,研究方向为内流与叶轮机械,2376629940@qq.com。

导致试车间来流速度的变化。刘凯[13]和李东[14]在研究中也发现,排气矢量会造成试车间内气动特性的变化。而高品质流场是试车发动机稳定运行及准确测量推力的基础[15]。为了更深入地了解三维排气矢量对试车台内流场特性的影响机制,本文开展了三维排气矢量对发动机室内试车引射特性的影响研究。

1　数值模拟方案

1.1　几何模型

本文以室内试车台结构为基础,并按照研究内容需要选择试车间主体部分作为计算模型,省去进排气塔部分,以相应的边界条件代替其作用,如图 1 所示。

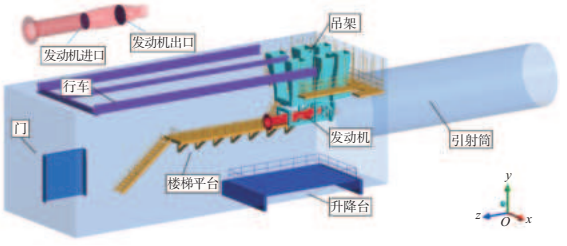


图 1　简化计算域模型和边界条件

本文将试车台尺寸缩小为原来的 1/10,以减少计算成本。建模过程中,对试车台内辅助结构件进行简化处理,减少了模型中细节结构,保留了对流场影响的关键特征。由于本文关注的是发动机的外部流场,依据文献[8]中的简化方法,对发动机模型内部流动、外形结构进行简化。通过约束进气道出口流量和喷管入口流量以确定发动机工作状态。

1.2　网格划分

如图 2 所示,选取试车间排气引射筒前的区域作为流体域 1,由于该区域内模型结构复杂,并且小尺寸结构较多,所以采用非结构化网格。排气引射筒作为流体域 2 采用结构化网格。将两部分网格进行拼接,利用交界面网格技术保证迭代计算的连续性。按照尺寸大小与流动特征的重要程度对各个结构表面进行不同程度的加密。附面层第 1 层网格高度设置为 0.005 mm,满足 k-e 湍流模型对 Y-plus 的要求,附面层增长率为 1.2,附面层数为 13。

1.3　边界条件

试车台进口给定总温、总压进口边界条件;在

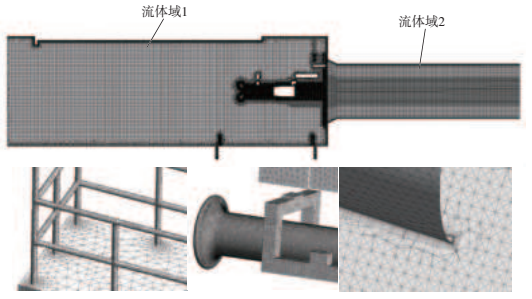


图 2　计算域网格结构示意图

发动机进口位置(见图 1)给定流量出口边界,流量大小与发动机工况相对应;发动机出口位置给定相应工况的总温、流量作为边界条件;其他为无滑移绝热固壁边界条件。本文仿真计算所用发动机工况为全加力状态,与整机试验发动机工作流量相对应。

1.4　网格无关性验证

以喷管直排的气动流场为例,验证网格增长对流动特征参数的影响。为定量计算某截面气流速度畸变情况,引入速度不均匀系数 σ 为

$$\sigma=\frac{\nu_{\max}-\nu_{\min}}{\nu_{\text{ave}}}\times 100\% \tag{1}$$

式中:$\nu_{\max}$、$\nu_{\min}$分别为速度的最大值与最小值;ν_{ave}为截面速度的平均值。计算速度不均匀系数时的测点布置方式如图 3 所示。

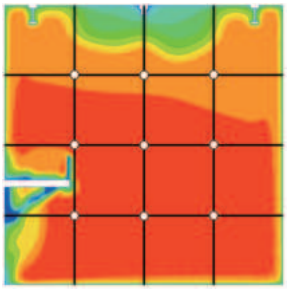


图 3　发动机远前方来流截面测点布置

试车间引射系数 μ 是指旁路气流流量与发动机排气流量的比值,是表征试车间内气动特性的重要参数,其表达式如下

$$\mu=\frac{W_{\text{FC}}-W_{\text{ENG}}}{W_{\text{ENG}}}=\frac{W_{\text{BY}}}{W_{\text{ENG}}} \tag{2}$$

式中:W_{FC}为试车间总排气流量;W_{ENG}为发动机排气流量;W_{BY}为试车间旁路气流流量。

采用 3 套不同网格数量的计算模型来校验试车间引射系数 μ 和发动机上游来流截面的平均速度 $\bar{v}$ 以及速度不均匀系数 σ。发动机上游来流截面位于唇口前方 6 倍进气道直径处。

3套网格方案的网格数及校验参数如表1所示。3套总网格量截面平均速度偏差在0.3%左右,速度不均匀系数的偏差在0.2%左右,引射系数的偏差在0.5%左右,可以看到网格量的增加对计算结果的影响可以忽略不计,最终选用网格数约3.262×10^7的网格作为计算网格。

表1　网格量校验结果

网格方案	部件网格量	总网格量	$\bar{v}$/(m/s)	σ/%	μ
1	液体域1:2.982×10^7 液体域2:2.80×10^6	3.262×10^7	12.335	1.248	17.321
2	液体域1:4.562×10^7 液体域2:5.98×10^6	5.160×10^7	12.361	1.251	17.394
3	液体域1:7.534×10^7 液体域2:9.63×10^6	8.497×10^7	12.352	1.252	17.370

2　计算结果分析

2.1　偏转角对试车台内流场特性的影响

首先对三维排气矢量角进行定义:矢量角可以分解为偏转角α与相位角β,图4为发动机尾喷管矢量的一般情况。偏转角α的定义为喷管排气轴线与轴向(航向)之间的夹角,相位角β的定义为喷管排气轴线在轴向横截面的投影与竖直方向夹角,竖直向下为0°。

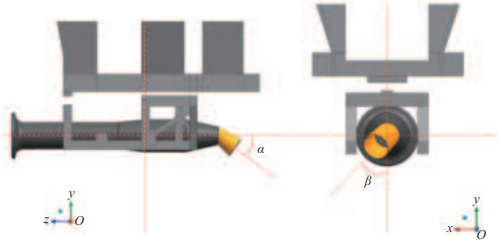


图4　发动机尾喷管矢量的一般情况

如图5所示,随着偏转角的增大,试车间的引射系数先减小后增大。喷管直排时引射系数最大,约为17.32。当偏转角为10°时,引射系数最小,约为10.51。

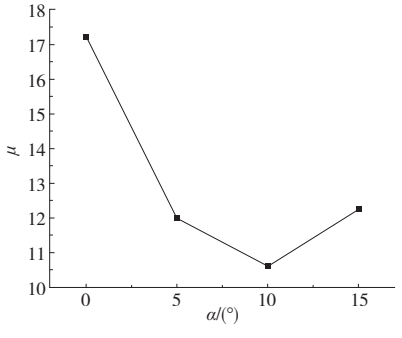
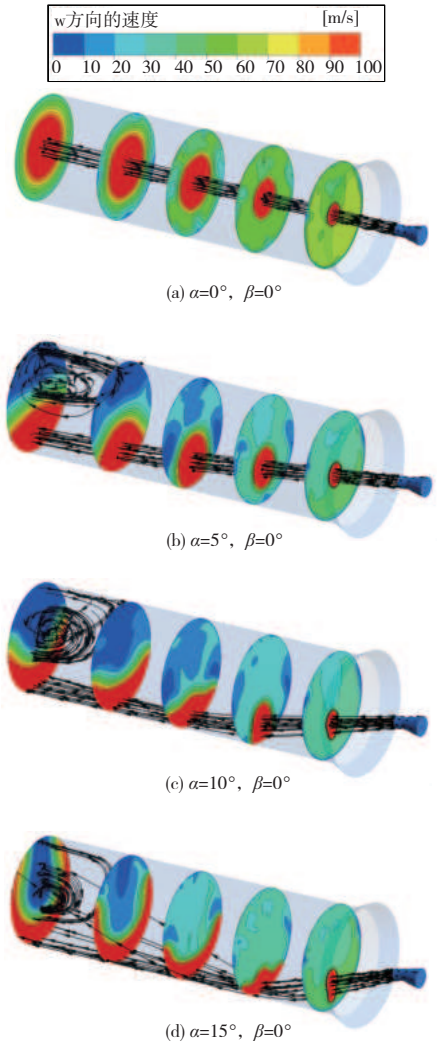


图5　不同偏转角下试车间引射系数

图6为不同偏转角下引射筒内流动情况。



(a) α=0°, β=0°

(b) α=5°, β=0°

(c) α=10°, β=0°

(d) α=15°, β=0°

图6　不同偏转角下引射筒内流动

首先将轴向速度小于0的区域定义为回流区。喷管直排时,由于试车间辅助结构的影响,引射筒入口处速度分布周向不均匀,上方流速较小。

随着流动向下游发展,气流逐渐掺混,到了引射筒出口处,速度周向已经较为均匀。当排气发生偏转时,排气引射筒出口处出现较为明显的回流现象。随着偏转角度的增大,从发动机喷口射出的高速气流开始向引射筒壁面靠近。偏转角为 5°时,高速气流还未完全射向壁面,此时引射筒出口上方已经出现回流区。偏转角为 10°时,高速气流流向壁面,由于受引射筒壁面的约束,气流因向心力的作用产生切向速度,所以高速气流紧贴壁面流动,此时整个出口面的回流区增大。偏转角为 15°时,壁面的约束作用更加明显,部分高速气流已经沿着壁面流向引射筒上方,高速射流包裹着回流区,并将回流区向中心挤压,回流面积因此减小。

图 7 为出口回流区面积占比曲线。随着偏转角增大回流区先增大后减小。偏转角为 10°的情况下,引射筒出口回流区的面积最大,占整个出口面的 32.5%左右。结合试车间引射系数曲线可知,回流区面积与引射系数呈负相关。回流区越大,相当于引射筒的堵塞区域越大,引射系数降低。反之,回流区越小,气流流通面积增大,引射系数增大。

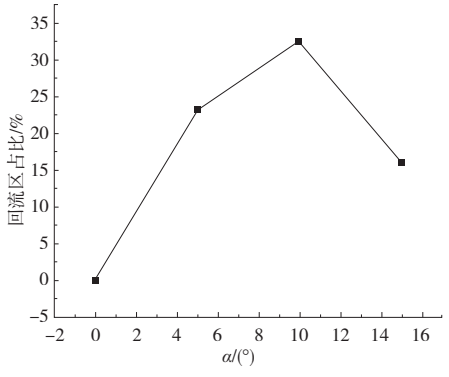


图 7　出口回流区面积占比

图 8 为喷管排气射流的马赫数分布云图。

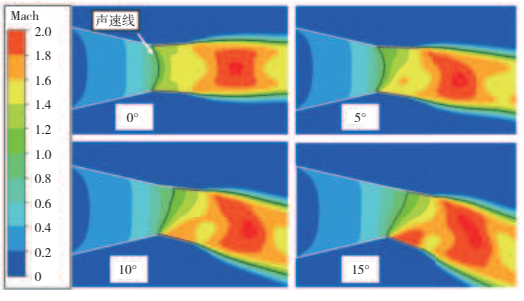


图 8　排气射流的马赫数分布

当排气未偏转时,马赫数呈轴对称分布,射流区气流在膨胀波、压缩波的复杂波系作用下呈现高速区低速区交替出现现象。射流区和二次气流之间形成明显的滑移层。偏转角变大,高速射流区内马赫数分布不均匀程度增强,声速线也逐渐往后方偏移。在偏转角为 5°时,流动对称性被打破,但声速线基本保持在喉道处。随着偏转角继续增大,喷管上方的声速线向下游移动,并且高低速区之间的马赫数差值增大。

气流流经动架会造成动架表面压力分布不均匀,从而产生额外的气动力。图 9 中压力为相对压力,a 面、c 面为迎风面,b 面、d 面为背风面。试车间具有一定速度的来流流经动架,在动架的迎风面发生滞止,气流产生了动压头损失,可以近似看作柱体绕流。从云图上可以看到,动架迎风面的压力大于背风面,$p_a>p_c>p_b>p_d$。随着偏转角的增大,动架表面压力呈先增大后减小的趋势。这与试车间引射特性的变化相对应。当偏转角度为 10°时,对应的表面压力最大。

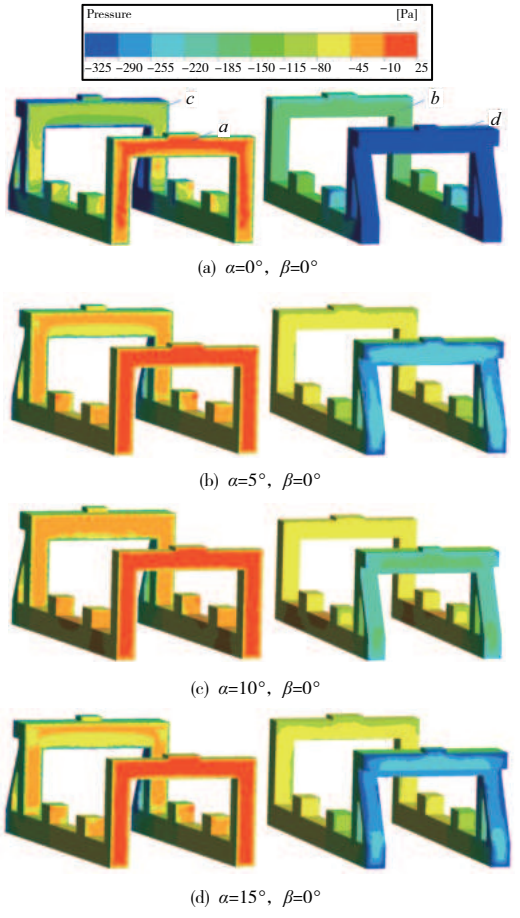
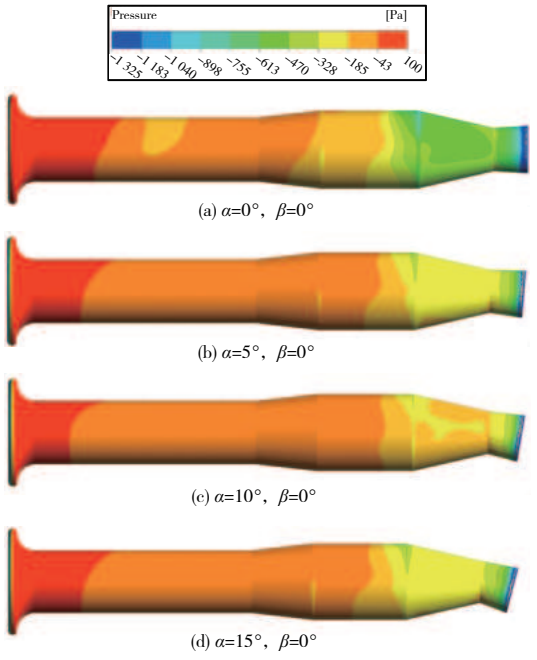


图 9　不同偏转角下引射筒内流动

偏转角的变化同样也会影响发动机表面压力分布,从而影响推力测量。如图 10 所示,直喷状态进气道外表面压力要大于其他偏转角的情况,

而喷管表面压力变化情况相反。随着偏转角度的增加,发动机机身以及喷管部位的压力经历了先增大后减小的过程,偏转角为 10°时达到最大。



(a) α=0°, β=0°

(b) α=5°, β=0°

(c) α=10°, β=0°

(d) α=15°, β=0°

图 10　发动机表面压力分布

2.2　相位角对试车台内流场特性的影响

以发动机排气偏转角 10°为基础,对 0°、90°、180°、270°这 4 种相位角对应的流动结果进行分析。不同相位角下的引射系数如图 11 所示。

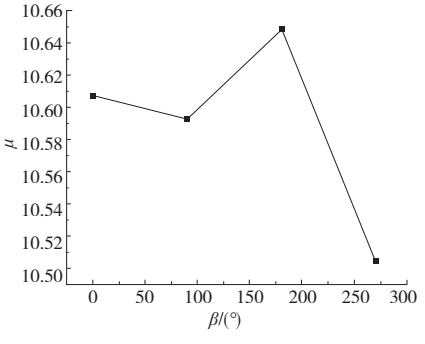
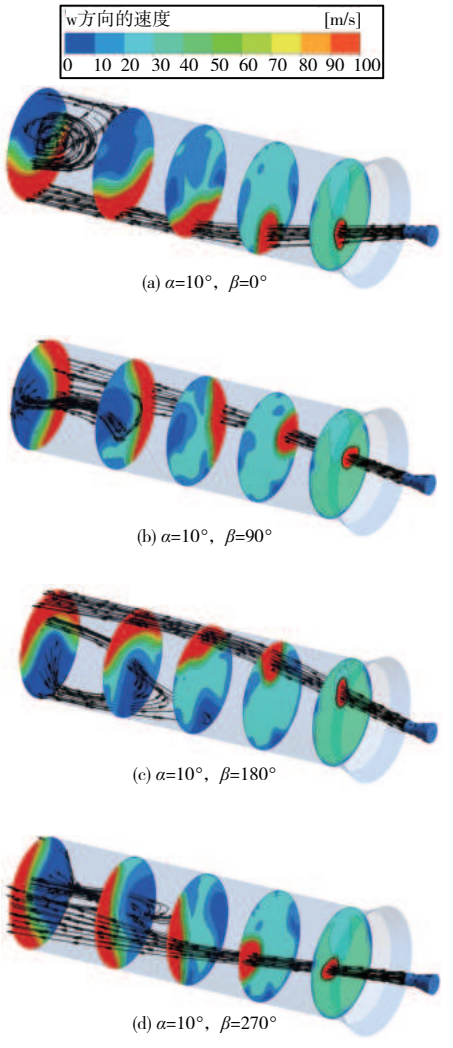


图 11　不同相位角下试车间的引射系数

从图 11 可以看到,相位角导致的引射系数的变化范围较小。当相位角为 180°时,引射系数达到最大,约为 10.65;当相位角为 270°时,引射系数达到最小,约为 10.51,最大与最小相差 0.14。

由于试车间存在较多的辅助结构件,引射作用形成的旁路气流进入引射筒内时,周向速度分布不均匀。从图 12 可以看到,相位角变化时,沿程截面的速度分布并不相同,尤其是在引射筒中段位置,旁路气流速度分布存在明显差异。这些流动变化最终影响了引射筒出口回流区的面积大小。



(a) α=10°, β=0°

(b) α=10°, β=90°

(c) α=10°, β=180°

(d) α=10°, β=270°

图 12　不同相位角下引射筒内流动

图 13 为不同相位角下回流区面积占比。

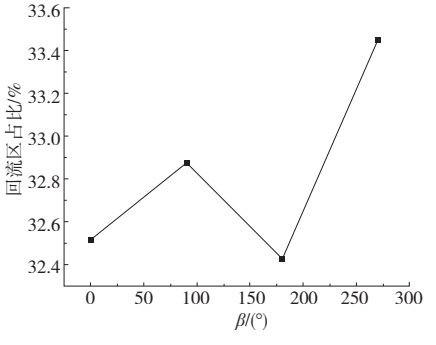


图 13　不同相位角下回流区面积占比

从图 13 可以看到,相位角的变化对引射筒出口回流区的影响较小,最大与最小仅相差约 1.1%。结合图 11,当相位角为 180°时,高速射流流向引射筒上方,此时回流区占比最小,对应引射

系数最大。当相位角为270°时,回流区占比最大,引射系数最小。引射系数很小的变化依然能在出口回流区的面积占比上反映出来,说明回流区面积可以很好地反映引射能力。

从图14喷管表面压力分布上可以看到,随着相位角的变化,喷管表面压力分布几乎不变。说明相位角对喷管前方气流流动特征的影响可以忽略不计。

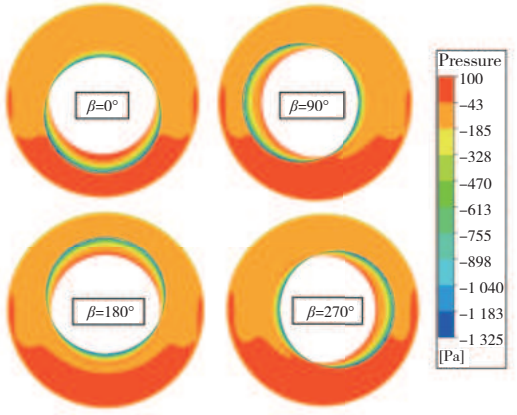


图14　不同相位角喷管表面压力分布

2.3　仿真与试验结果对比

试验数据来自于606所某整机试验台,试验选择发动机远前方来流截面(距发动机唇口前6倍进气道直径处)作为数据监测面,测点布置方案如图15所示,共25个速度测点。该截面速度相对均匀,通过测量该截面速度可以估算出试车间来流流量,再通过测得发动机进排气流量即可得到试车间引射系数。

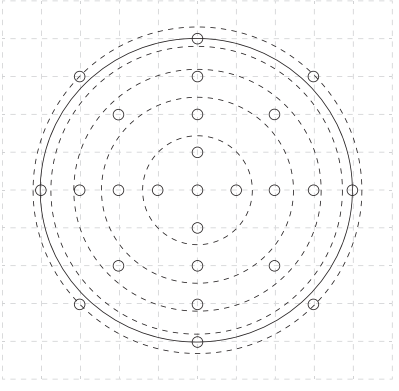


图15　试验测点布置

图16为试验与仿真下的引射系数曲线,试验与仿真结果各以直排状态为基准进行归一化处理。试验条件下,受进排气塔的影响,试车间来流总压损失较大,引射系数略小于仿真结果,所以引射系数产生的变化幅度略小于仿真结果。从图上可以看到,引射系数随偏转角的变化趋势一致,呈先减小后增大趋势。同理,当偏转角为10°时,引射系数达到最小值。图中相位角对引射系数变化产生的影响较小,可以忽略不计。

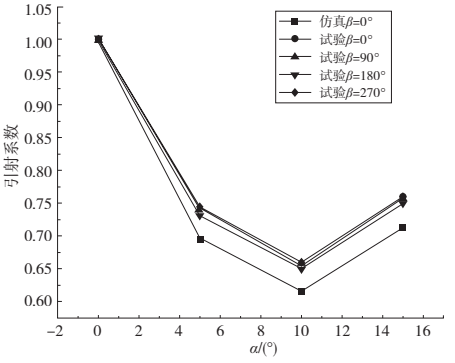


图16　试验与仿真条件下引射系数

3　结语

通过数值模拟对三维排气矢量下试车台引射特性进行研究,得到了不同排气偏转角和相位角下试车间引射特性的变化情况及影响。具体结论如下:

1)喷管直排时,引射筒出口处未出现回流,此时试车间的引射系数最大。随着偏转角的增大,出口回流区先增大后减小,引射系数先减小后增大,在偏转角为10°时,引射系数最小。排气相位角对试车间引射系数的影响较小,可以忽略不计。引射系数与出口回流区呈负相关。

2)试车间主体段受排气偏转角影响较为明显,其中发动机喷管表面和动架表面的压力随偏转角的增大呈现先增大后减小的变化趋势。排气相位角对喷管前方流场的影响不明显,可以忽略不计。

参考文献:

[1] 靳宝林,朱明俊. 航空发动机推力矢量技术发展趋势分析[J]. 航空发动机,1997,23(1):44-49.

[2] 刘大响. 航空动力发展的历史性机遇[J]. 航空发动机,2005(2):1-3.

[3] 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.

[4] 杜鹤龄. 航空发动机推力的测量和确定方法[J]. 航空动力学报,1997,12(4):389-392.

[5] 饶人. 英国罗·罗公司的58号大型试车台[J]. 燃气涡轮试验与研究,2015,28(1):F0003.

[6] 陈志龙,羌晓青,曹传军,等. 航空发动机地面试车台

排气再吸入问题的数值研究[J]. 价值工程,2022,41(24):72-74.
[7] 魏海涛,赵博,杨晓. 涡喷涡扇发动机试车台校准[J]. 计量技术,2002(2):25-27.
[8] Gullia A,Laskaridis P,Ramsden K,et al. A preliminary investigation of thrust measurement correction in an enclosed engine test facility[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada. Reston, Virginia:AIAA,2005:1128.
[9] Bindl S,Muth B,Niehuis R. Experimental investigations on macro-aerodynamics within a jet engine ground test facility[C]//45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Denver, Colorado. Reston,Virginia:AIAA,2009:4828.
[10] Gullia A, Laskaridis P, Ramsden K. Ejector pump theory applied to gas turbine engine performance inside indoor sea-level test cell-analytical and CFD study[C]//25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. San Francisco, California. Reston, Virginia: AIAA, 2006:3152.
[11] 张章,侯安平,脱伟,等. 室内发动机试车台推力校准的数值研究[J]. 工程力学,2012,29(6):308-313.
[12] Zhang S M, Hou A P, Chen Y X, et al. Test and numerical analysis of flow distribution for indoor aero-engine test bed[C]//2015 International Conference on Fluid Power and Mechatronics (FPM). Harbin, China. IEEE,2015:99-103.
[13] 刘凯. 室内试车台气动附加阻力关联流动特征模拟技术的研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2023.
[14] 李东. 航空发动机试车台流场气动特性及影响因素研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2023.
[15] 刘琳琳,王毅,常蕾. 发动机室内试车台流场品质研究[J]. 计测技术,2021,41(4):13-17.

收稿日期:2024-05-20

(上接第228页)

[5] 叶贵川,马力强,黄根. 正电子发射型颗粒追踪技术在矿物加工中的应用[J]. 煤炭工程,2018,50(11):131-135.
[6] Yao M,Wang M,Zhao M,et al. Study on the application of 3D imaging based on the γ-photon silk thread method for visualisation and detection of flow fields[J]. Displays,2024,83:102705.
[7] Yao M, Ma B L, Shan Y, et al. Application of PET imaging based on DOI information in nondestructive testing[J]. Measurement,2024,231:114662.
[8] Fang R Q,Guo R P,Zhao M,et al. FBP-CNN:A direct PET image reconstruction network for flow visualization[J]. Advanced Theory and Simulations, 2023, 6(6):2200604.
[9] Wang M,Zhao M,Yao M,et al. Study of γ-photon high-resolution fast 3-D image reconstruction algorithm based on lossless equivalent system matrix[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement,2023,72:3527810.
[10] 张黎影. 面向工件伤损检测的点云表面重建关键技术研究[D]. 北京:北京交通大学,2020.
[11] 张文腾. 基于大规模点云数据的三维地形表面重建及其并行化的实现[D]. 西安:长安大学,2018.
[12] 吴冠华. 多重网格的泊松目标体表面重建研究[D]. 成都:电子科技大学,2017.
[13] 孙小平. 大规模场景点云的表面重建算法研究[D]. 沈阳:东北大学,2015.
[14] 曹诗卉,亓迎川,时满宏. 改进的泊松曲面重建算法[J]. 空军预警学院学报,2016,30(4):289-291,302.
[15] 钱锋,张晓阳,刘丹. 基于可微分泊松方程求解的工业场景点云表面重建[J]. 电脑知识与技术,2024,20(4):110-112.
[16] 潘方超,刘瑾,杨海马,等. 基于混合树的改进泊松曲面重建算法[J]. 激光技术,2023,47(6):816-823.
[17] 徐宏顺. 基于消息传递和泊松表面重建方法的无线近场环境构建[D]. 成都:电子科技大学,2025.
[18] Kazhdan M,Chuang M,Rusinkiewicz S,et al. Poisson surface reconstruction with envelope constraints[J]. Computer Graphics Forum,2020,39(5):173-182.
[19] 王元,曹静,娄泽坤. 一种改进的表面重建算法及其并行化研究[J]. 计算机时代,2017(5):17-19,23.
[20] 高超宇. 基于工业γ光子的发动机叶片沉积物检测及可视化技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2023.
[21] 杨晓军,刘文博,胡英琦,等. 高压涡轮叶片颗粒物沉积特性数值模拟[J]. 推进技术,2022,43(11):164-175.
[22] 裴钰. 燃气轮机涡轮叶片表面污染物沉积模型研究[D]. 天津:中国民航大学,2016.

收稿日期:2024-04-12