文章编号:1000-8055(2021)01-0097-07 doi:10.13224/j.cnki.jasp.2021.01.012

尾喷流吸入对发动机进气畸变的影响

王俊琦，汪 涛，刘 雨，任丁丁
（中国航空工业集团有限公司 中国飞行试验研究院，西安 710089）

摘 要：为了研究折返的尾喷流吸入对发动机进口流场畸变的影响特点，开展了发动机不同状态下的尾喷流吸入地面试验，基于测取的发动机进口温度、压力流场数据，分析了发动机进口流场温度、压力畸变特征和影响进气温度畸变强度的因素。结果表明：折返的发动机高温尾喷流吸入会在发动机进口形成明显的温度畸变，此时的发动机进口流场具有温度、压力组合畸变特征；高温尾喷流的吸入会影响发动机进口总压分布，使低压区压力有所升高，总压不均匀性降低；发动机工作状态越高、加力状态保持时间越长，发动机进口形成的温度畸变强度峰值越大；发动机进口温度场的改变滞后于油门杆的动作，是一个动态变化的流场，但尾喷流吸入造成的温升率较小。

关 键 词：尾喷流吸入；地面试验；流场测量；温度畸变；压力畸变
中图分类号：V216.7 **文献标志码**：A

Influence of exhaust gas ingestion on engine inlet distortion

WANG Junqi, WANG Tao, LIU Yu, REN Dingding
(Chinese Flight Test Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to understand the distortion characteristics of the engine inlet face due to exhaust gas ingestion, a ground test was done to acquire the total pressure and total temperature data of the engine inlet face. Based on the measurement data, an analytical study on the features of the temperature and pressure distortion and the influences on the temperature distortion intensity were carried out. The results showed that the deflected exhaust gas can be ingested by the inlet, which could produce a temperature distortion on the engine inlet face, in this situation the flow field on the engine inlet face was a combination of temperature and pressure distortion. The hot exhaust gas ingestion can raise the pressure in the low pressure region on the engine inlet face, and lower the steady pressure distortion. As the engine working thrust lever was improved and the working time was increased, the temperature distortion intensity peak was higher. The change of the temperature flow field lagged behind that of throttle, indicating a dynamic changing flow field, but the temperature rise rate was relatively low.

Key words: exhaust gas ingestion; ground test; flow field measurement; temperature distortion; pressure distortion

收稿日期:2020-06-04

作者简介:王俊琦(1989－),男,工程师,硕士,从事航空发动机飞行试验和技术研究工作。

引用格式:王俊琦,汪涛,刘雨,等.尾喷流吸入对发动机进气畸变的影响[J].航空动力学报,2021,36(1):97-103. WANG Junqi, WANG Tao, LIU Yu, et al. Influence of exhaust gas ingestion on engine inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 97-103.

航空发动机的工作稳定性是评估发动机使用性能的重要指标，设计良好的航空发动机，除了实现性能好，可靠性高的要求之外，还必须满足飞机适用性技术指标，这就要求在整个飞行包线范围内发动机要有足够的稳定裕度[1]。进气压力畸变和温度畸变是影响航空发动机稳定工作的主要外部因素。温度畸变的产生与飞机的任务特点和使用环境密切相关，如垂直起降飞机、采用蒸汽弹射起飞的舰载机以及执行武器发射任务的战斗机都可能由于吸入高温气体而遭遇到进气温度畸变问题[2]。为了解和避免温度畸变对发动机稳定性的影响，世界各国开展了广泛的研究。美国机动车学会 S-16 委员会在 1991 年基于当时航空发动机进气温度畸变研究成果编制发布了 ARD50015《A Current Assessment of the Inlet/Engine Temperature Distortion Problem》[3]，介绍了航空发动机设计研制中进气温度畸变研究的推荐方法，并在 2017 年将该文件升级为 AIR5876《Assessment of the Inlet/Engine Total Temperature Distortion Problem》[4]。我国也在 2002 年发布了 GJB/Z 211-2002《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口温度畸变评定指南》[5]用于航空发动机型号研制中的稳定性评定。

发动机排气尾喷流再吸入是导致发动机进气温度畸变的主要形式之一。在 20 世纪随着垂直起降技术的兴起，垂直起降阶段的发动机尾喷流再吸入问题受到重视，国外开展了大量的试验研究工作[6-8]。舰载机在舰面起飞时，偏流板折返的发动机尾喷流可能会被发动机吸入在进口形成温度畸变，造成发动机稳定裕度降低甚至超温、喘振等现象，因此要求舰载机发动机应具有较强的抗温度畸变能力[9]。关于偏流板折返尾喷流的研究大多集中在舰机适配性方面，通过数值仿真等手段研究偏流板折返尾喷流对航母甲板环境的影响，为划定安全作业区域，优化起飞程序提供参考[10-13]。在排气尾流吸入对发动机进口影响方面也开展了相关研究，如：张群峰等[14]采用数值模拟方法研究表明随着偏流板倾斜角度的增大，发动机进口截面平均温度呈增大趋势；崔金辉等[15]研究结果指出发动机推力增大、偏流板倾角越大、偏流板距离发动机越近，则发动机进口温升越高；黄丹青等[16]分析了不同偏流板侧转角对回流流场的影响，结果显示侧转角大于 6°时，回流尾气不会被进气道吸入。

针对发动机尾喷流再吸入问题，国外主要采用缩比模型风洞试验和整机试验的研究方法，而国内研究人员多采用数值仿真的方法。实际中发动机回流尾气的吸入是一个极其复杂的过程，不仅仅是流体运动问题还包括流固耦合、热传导、热辐射等问题，当前的数值模拟方法难以给出准确的结果，因此试验方法是最有效、可靠的研究手段。本文为了研究回流尾喷流吸入对发动机进口流场的影响，开展了整机地面试验研究，基于测量数据分析了尾喷流吸入过程中发动机进口温度、压力畸变流场的变化特点，为发动机的稳定性设计提供参考。

1 参数测量方案

试验前对试验机一侧进气道进行了测试改装，在距离发动机进口截面 100 mm 处加装了流场测量装置。根据前期的地面试验结果，发动机地面静态运转时进口存在一定程度的压力畸变，而尾喷流的吸入会产生温度畸变，本次地面试验时发动机进口应该是温度、压力组合畸变流场，因此特别研制了温度、压力组合畸变测量耙，测点的布置方案如图 1 所示。测量截面加装有 6 支进气道测量耙，每支测量耙有 5 个测点，靠近壁面的测点为温度、动态总压和稳态总压组合测点，其余测点为温度和稳态压力组合测点；为确定发动机进气流量，在进气道外壁面与测量耙等间隔设置了 6 个壁面静压测点。此外，试验中还测取发动机的主要工作参数，如转速、可调导叶角度和排气温度等。发动机进口温度采样率为 512 Hz，动态压力采样率为 2 kHz，稳态总压和发动机参数采样

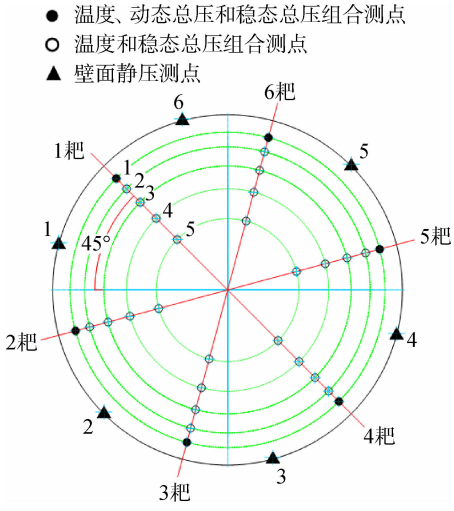


图 1 发动机进口测点布置示意图(逆航向视图)

Fig. 1 Schematic of probes layout on the engine inlet face (view from the nose)

率为 128 Hz,各参数分别进入相应的采集器采集记录,并采用全球定位系统(GPS)统一授时,确保数据时间统一。试验前对温度传感器进行了静态和动态校准,对稳、动态压力传感器及其采集器开展了机上静态联校,温度传感器静态测量精度优于±1 ℃,在马赫数为 0.6 的气流环境中,时间常数约为 60 ms;稳、动态压力采集系统误差在±0.5%以内。

2　试验方法和结果分析

2.1　试验方法

试验为静态地面试验,采用系留装置固定飞机,防止飞机运动。在飞机后方一定距离放置导流板使发动机尾喷流产生偏转,形成热回流。发动机正常起动、暖机后,试验人员将油门推至预定试验位置,保持 8～10 s 后,收油门至慢车位置稳定工作。按此程序,分别完成发动机不同推力状态下的回流尾喷流吸入试验,测量发动机进口流场数据。试验时环境风速、风向稳定,且在各次试验中基本保持一致。

2.2　数据处理方法

试验后根据机载记录数据绘制试验过程中发动机进口温度、压力流场分布,计算畸变指数。参考文献[17]发动机进口温度测量数据进行修正、平滑处理,对于动态温度变化过程,修正后的温度数值精度优于 2%。依据 GJB/Z 211-2002《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口温度畸变评定指南》[5]发动机进口温度畸变水平采用面平均温度 t_{av}、温度畸变强度 δt_{2FAV}、温度场周向不均匀度 $\Delta\bar{t}_2$ 以及温升率 $\dot{\bar{t}}$ 等参数表征,下标 FAV(face average)。

发动机进口面平均温度 t_{av} 为 30 个等环面分布测点的算术平均值。温度畸变强度 δt_{2FAV} 按照式(1)计算,其中 t_0 为试验时外界环境温度。

$$\delta t_{2FAV} = \frac{t_{av} - t_0}{t_0} \tag{1}$$

温度场周向不均匀度 $\Delta\bar{t}_2$ 采用式(2)计算,其中 t_{HAV} 为各测量耙测点温度平均值高于 t_{av} 的周向范围内的平均温度。下标 HAV 为高温区平均数。

$$\Delta\bar{t}_2 = \frac{t_{HAV} - t_{av}}{t_{av}} \tag{2}$$

温升率按下式计算,其中 Δt_{imax} 为高温区内最大温升测量值,$\Delta\tau_m$ 为从温度跃升到高温区中的温升达到最高值的时间。

$$\dot{\bar{t}} = \frac{\Delta t_{imax}}{\Delta\tau_m} \tag{3}$$

根据 GJB/Z 64A-2004《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南》[18]发动机进口压力畸变水平采用面平均紊流度 ε_{av}、稳态周向不均匀度 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 表征。

$$\Delta\bar{\sigma}_0 = 1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{av}} \tag{4}$$

其中 σ_0 为低压区平均总压恢复系数,σ_{av} 为发动机进口面平均总压恢复系数。

ε_{av} 为各测量耙根部动态总压测点数据的紊流度算术平均值,各测点的紊流度按下式计算:

$$\varepsilon_i = \frac{(\Delta p_{ti})_{RMS}}{\bar{p}_{ti}} \qquad i = 1 \sim 6 \tag{5}$$

$(\Delta p_{ti})_{RMS}$ 其中下标 RMS(root mean squared),$i(i=1,\cdots,6)$ 测点的动态总压脉动均方根,$\bar{P}_{ti}$ 为动态总压时均值。

2.3　试验结果分析

试验时折返的高温尾喷流会回流到机身下部,发动机的抽吸作用使得热气流从辅助进气门和进气道进口进入进气道,造成发动机进口温度升高、温度场不均匀性增大;同时,发动机在地面静止大状态运转时,进口也存在较强的总压畸变。图 2 为发动机加力试验时的主要工作参数和进口流场畸变参数时间历程曲线,图中 Φ、N_2、t_6 分别为发动机油门杆位置、高压转子转速和排气温度,t_{av} 为进口平均温度,t 为参考温度量值,a 为参考畸变指数量值。为便于分析,图中时间以油门杆到达预定试验状态位置为 0 时刻。可以看出,在油门杆上推过程中,随着转速的增加,发动机进口稳态周向畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 和紊流度 ε_{av} 随之增加,在转速达到稳定时,压力畸变量值也基本稳定。在油门杆到达稳定位置后约 2 s,发动机进口面才出现较明显的温升,之后随着发动机在加力状态保持,面平均温度 t_{av}、温度畸变强度 δt_{2FAV} 和不均匀度 $\Delta\bar{t}_2$ 均逐渐增大,并在油门杆退出加力位置后,温度畸变强度和面平均温度都达到最大值。发动机排气尾喷流经折返后与外界冷空气掺混,温度迅速降低,在初始阶段发动机吸入混合气体后进口温度变化并不明显,此外,折返尾喷流回流至进气道进口需要一定的距离和时间,因此在上推油门杆和加力状态工作初期,发动机进口温升并不明显;但随着工作时间的增长,试验机周围积聚的热量增多,发动机吸入的混合气体温度升高,进口温升更大,温度畸变强度和面平均温度也更高。

因此，发动机进口温度场的变化要滞后于油门杆的动作。

从图 2 中也可以看出，在发动机试验状态保持后期，发动机进口压力和温度畸变强度均较大。图 3 给出了与图 2 对应的 $\tau=8$ s 时刻基于测量结果的发动机进口总压恢复系数 σ 和温度比 φ 分布云图插值结果，发动机进口总压恢复系数 σ 定义为各测点压力值与试验环境大气压力之比，温度比 φ 定义为各测点修正温度与面平均温度之比。从图中可以看出，此时发动机进口既有压力畸变也有温度畸变，是一个组合畸变流场，低压区与高温区均位于发动机进口下部，相邻但不完全重合。

分析图 2 可以发现，在发动机进口出现显著温升后，周向总压畸变指数出现了明显的降低，为了分析压力畸变的降低是否与尾喷流吸入有关，

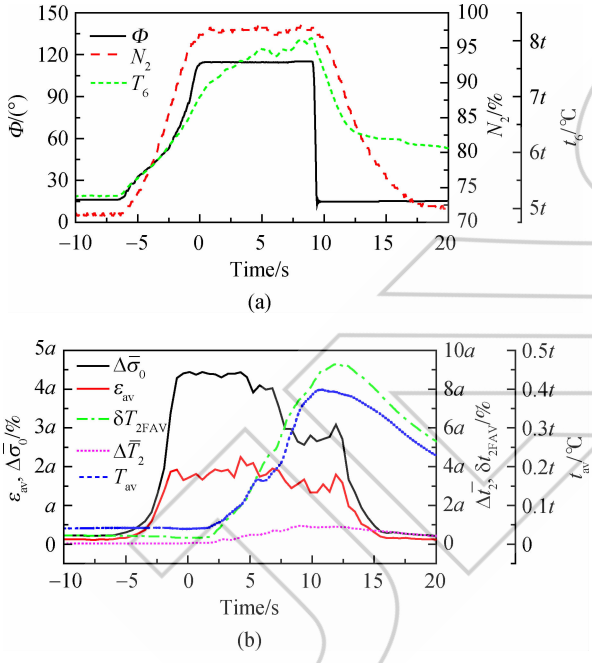
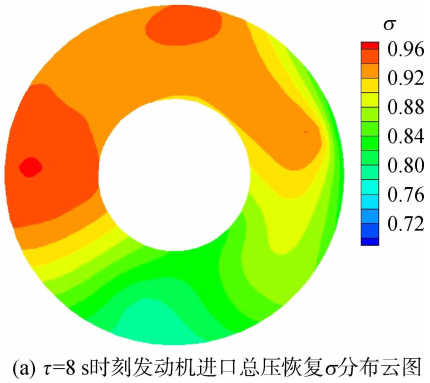
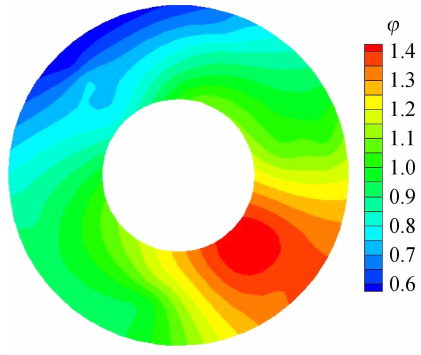


图 2 发动机工作参数和进口流场畸变指数时间历程曲线

Fig. 2 Time history of engine working parameters and inlet flowfield distortion indicators



(a) $\tau=8$ s时刻发动机进口总压恢复σ分布云图



(b) $\tau=8$ s时刻发动机进口总温比φ分布云图

图 3 发动机进口压力和温度分布云图

Fig. 3 Pressure and temperature contours on engine inlet face

对比了试验机后方有无导流板，即有、无热回流吸入时发动机相同状态下的进口总压畸变指数，结果如图 4 所示，图中下标带“w”的参数对应无折返尾喷流吸入时的测量结果，与图 2 对比分析可知，在无尾喷流吸入时，发动机进口稳态周向畸变指数和紊流度均在油门杆处于加力状态时基本保持稳定，而有尾喷流吸入时，当发动机进口温升逐渐增大时，稳态周向畸变指数出现了明显下降。图 5 给出了发动机加力状态试验时油门杆移动到位后初始阶段和后期的发动机进口总压恢复系数 σ 分布云图对比，$\tau=2$ s 时发动机进口无明显的温

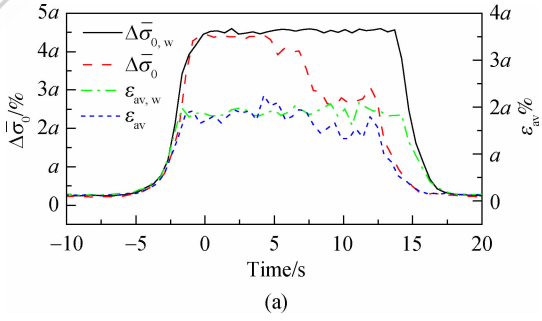


图 4 有、无尾喷流吸入时发动机进口总压畸变指数对比

Fig. 4 Comparison of total pressure distortion indicators between conditions with and without exhaust gas ingestion

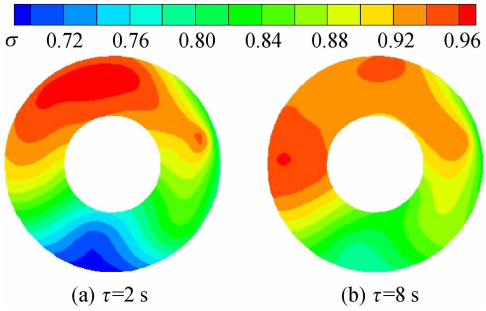


图 5　不同时刻发动机进口总压恢复系数 σ 分布云图对比（τ=2 s，τ=8 s）

Fig. 5　Comparison of engine inlet total pressure recovery factor σ contours (τ=2 s, τ=8 s)

升，而 τ=8 s 时折返尾喷流吸入使得发动机进口出现较大幅度温升，τ=8 s 时发动机进口低压区压力要明显高于 τ=2 s 时的低压区压力，低压区范围也明显减小。因此可以确定，高温尾喷流的吸入使得低压区压力升高，总压流场不均匀度减弱。飞机地面静止状态，发动机大状态运转时，其进口下部的低压区形成的主要原因是由于自进气道下部辅助进气门进入的气流经过上方的防护网后压力损失较大，相对于自进气道进口进入的气流总压偏低，在发动机进口形成总压畸变，该畸变水平与发动机流量相关，流量越大，畸变越强。当发动机吸入回流热喷流时，进气温度升高，流量降低，自辅助进气门进入的气流流量减小，与自进气道进口进入的主流掺混后形成的低压区压力有所提高，使得发动机进口总压不均匀性有所改善。因此高温尾流吸入导致发动机进口周向稳态总压畸变降低的主要原因是发动机进气温度升高，流量的减小。

发动机工作状态不同，其排气温度和速度不同，进而影响折返尾喷流在试验机周围的分布和发动机尾喷流的吸入情况。图 6 给出了 3 种发动机工作状态下，折返尾喷流吸入在发动机进口产生的温度畸变强度变化过程，State1、State2、State3 对应的发动机状态依次降低；3 次试验环境条件基本相同，油门杆上推速率和各状态保持时间相当。可以看出在整个过程中，发动机进口温度畸变强度的变化规律是相似的，但温度畸变强度峰值随着发动机工作状态的提高而明显增大。

发动机在同一状态工作时，保持时间越长，尾喷流吸入在发动机进口形成的温度畸变强度越大，图 7 给出了两次试验发动机进口温度畸变强度变化历程曲线，其中参数中的下标“1”和“2”分别对应两次试验，两次试验上推油门速率基本相同，从油门杆时间历程可以看出“2”试验在起飞状态保持时间较“1”试验长约 2 s，而所产生的温度畸变峰值明显高于“1”试验测得的结果。发动机在加力状态保持时间越长，折返的尾喷流在试验机周围集聚量越多，发动机吸入的混合气体温度更高，所形成的温度畸变强度更大。

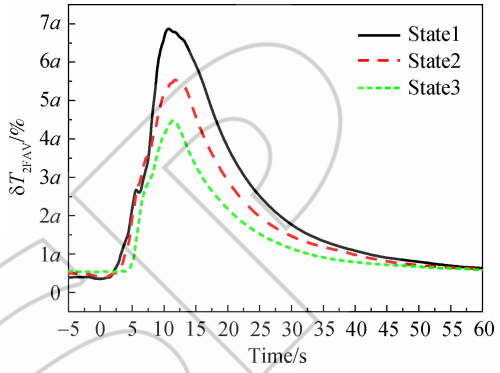


图 6　发动机不同工作状态时进口温度畸变强度

Fig. 6　Temperature distortion intensity in different engine thrust levers

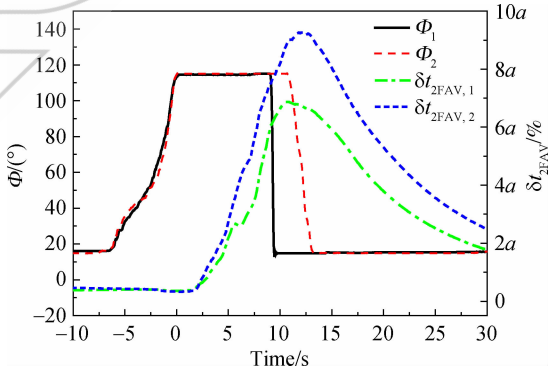


图 7　起飞状态保持时间对发动机进口温度畸变强度的影响

Fig. 7　Effect of working duration on engine inlet face temperature distortion intensity

目前研究结果表明温度畸变的两方面特性会对发动机的稳定工作造成影响，一是温度场的不均匀分布，使得发动机稳定工作边界在特性图上下移；二是温度的跃升，使得发动机工作点向稳定边界移动；两者的综合作用造成发动机稳定裕度降低[1]。折返的回流尾气吸入不仅会造成发动机进口温度场的不均匀分布，其温度场也是一个动态变化的流场。图 8 给出了其中一次试验发动机进口修正后的最大温升测点温度时间历程曲线，

数据表明，尾气吸入造成的发动机进口温升是一个较为缓慢的过程，发动机进口温升率并不高。文献[3-4]中指出，对于发动机尾喷流吸入问题，造成发动机失稳的主导因素是温度不均匀分布，而温度跃升是次要因素。

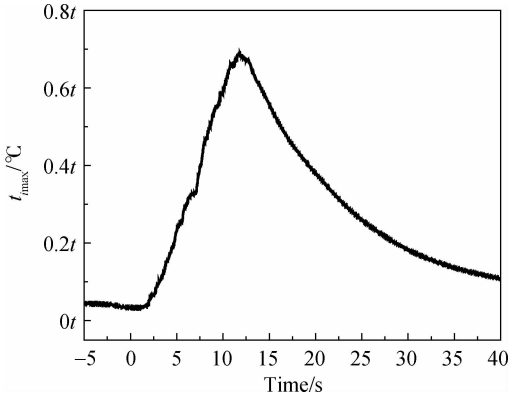


图 8 最大温升测点修正后温度历程曲线

Fig. 8 Time history of probe with maximum temperature rise

3 结 论

本文开展发动机回流尾喷流吸入整机地面试验，测量了发动机不同工作状态的进口温度和压力畸变流场，通过对试验过程中畸变指数和发动机工作参数的分析，揭示了回流尾喷流吸入时发动机进口流场温度、压力畸变的变化特点，得到结论如下：

1）折返的高温尾喷流吸入会在发动机进口产生明显的温度畸变，此时发动机进口流场具有温度、压力组合畸变特征，高温区与低压区不完全重合；压力畸变的变化跟随油门杆和转速的变化，而温度畸变的变化要滞后于油门杆的动作，温度畸变强度峰值产生在收油门杆之后。

2）高温尾喷流的吸入会造成发动机进口低压区压力升高，使得稳态周向畸变降低，但对紊流度影响不大。

3）尾气吸入在发动机进口形成的温度畸变强度峰值随着发动机工作状态的提升、加力状态保持时间的增加而增大。

4）发动机进口流场温度是动态变化过程，但温度升率较小。

参考文献：

[1] 刘大响，叶培梁，胡骏，等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京：航空工业出版社，2004.

[2] 尤延铖，滕健，郑晓刚，等. 航空发动机进气温度畸变研究综述[J]. 南京航空航天大学学报，2017，49(3)：283-300.
YOU Yancheng，TENG Jian，ZHENG Xiaogang，et al. Review of aero-engine temperature distortion research[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，2017，49(3)：283-300. (in Chinese)

[3] SAE S-16 Committee. A current assessment of the inlet/engine temperature distortion problem：ARD 50015[S]. Warrendale，America：SAE，1991：1-74.

[4] SAE S-16 Committee. Assessment of the inlet/engine total temperature distortion problem：AIR 5867[S]. Warrendale，America：SAE，2016：1-94.

[5] 国防科学技术工业委员会. GJB/Z 211-2002 航空燃气涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口温度畸变评定指南[S]. 北京：国防科学技术工业委员会，2002：4-6.

[6] HEMETER P G，MCLEMORE H C，SMITH C C，JR. Generalized hot-gas ingestion investigation of large-scale jet VTOL flighter-type models[R]. NASA TN D-5581，1970.

[7] JOHNS A L，FLOOD J D，STORK T W，et al. Hot gas ingestion testing of an advanced STOVL concept in the NASA Lewis 9-by 15-foot low speed wing tunnel with flow visualization[R]. AIAA-88-3025，1988.

[8] HANGE C，WARDWELL D. Hot gas ingestion characteristics of a 5. 3 percent scale model of the mixed-flow vectored-thrust (MFVT) ASTOVL aircraft concept[R]. AIAA 93-4889，1993.

[9] 彭友梅. 舰载飞机发动机的技术特点[J]. 燃气涡轮试验与研究，2005，18(2)：56-57.
PENG Youmei. Technical features for ship-board aircraft engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research，2005，18(2)：56-57. (in Chinese)

[10] 王超. 舰载飞机发动机射流对甲板周围环境的影响[D]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学，2007.
WANG Chao. The influence of aircraft engine's jet flow around ship deck[D]. Harbin：Harbin Engineering University，2007. (in Chinese)

[11] 马彩东，王如根，孙彬彬. 不同偏转角对偏流板周围流场的影响[J]. 弹箭与制导学报，2012，32(2)：147-150.
MA Caidong，WANG Rugen，SUN Binbin. The effect of different deflection angle on flow field around jet blast deflector[J]. Journal of Projectiles，Rockets，Missiles and Guidance，2012，32(2)：147-150. (in Chinese)

[12] 何庆林，卢晶，杨大鹏. 舰载飞机发动机尾喷流场数值模拟[J]. 中国舰船研究，2013，8(5)：13-18.
HE Qinglin，LU Jing，YANG Dapeng. Numerical simulation of the flowfield of carrier based aircraft exhaust jet[J]. Chinese Journal of Ship Research，2013，8(5)：13-18. (in Chinese)

[13] YUE Kuizhi，SUN Yicheng，LIU Hu，et al. Analysis of the flow field of carrier-based aircraft exhaust jets impact on the flight deck[J]. International Journal of Aeronautical and Space Science，2015，16(1)：1-7.

[14] 张群峰，闫盼盼，高为民，等. 偏流板回流对舰载机进气道

温升影响分析[J]. 航空计算技术,2016,46(4):35-38.
ZHANG Qunfeng, YAN Panpan, GAO Weimin, et al. Influence of jet blast deflector backflow on inlet temperature [J]. Aeronautical Computing Technique, 2016, 46(4): 35-38. (in Chinese)

[15] 崔金辉,孙丹,韩磊,等. 偏流板对发动机进口温升影响研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2019,32(2):17-20.
CUN Jinhun, SUN Dan, HAN Lei, et al. Study on the effect of jet blast deflector on inlet temperature rising of aero-engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019,32(2):17-20. (in Chinese)

[16] 黄丹青,王如根,李仁康,等. 不同偏流板侧转角对回流的影响规律[J]. 空中工程大学学报(自然科学版),2019,20(1):20-25.
HUANG Danqing, WANG Rugen, LI Renkang, et al. The effect of different vertical angle on back flow of the jet blast deflector[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(1): 20-25. (in Chinese)

[17] 侯敏杰,石小江,罗华锋. 发动机进气温度畸变高响应温度测试技术研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2005,18(2):41-48.
HOU Minjie, SHI Xiaojiang, LUO Huafeng. A study on high response instrumentation technology used in aero-engine inlet temperature distortion measurement [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2005, 18(2): 41-48. (in Chinese)

[18] 国防科学技术工业委员会. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南:GJB/Z 64A-2004[S]. 北京:国防科学技术工业委员会,2004:4-7.

(编辑:李岩梅、张　雪)

JAISP