

进气加温模拟装置对涡扇发动机进气流场 稳定性影响试验

柳国印, 高磊, 陈彦峰, 桑则林, 刘作宏, 白楚枫
(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要:为分析新设计的进气加温模拟装置对涡扇发动机进气流场稳定性的影响,对试验设备、测试方案、进气流场的稳定性评估方法和试验方案进行设计研究。通过开展气源供气温度、供气流量和发动机状态多因素匹配工况下涡扇发动机与进气加温模拟装置的联合试验,确定发动机进口气流稳定性指标的最高值。对不同试验工况数据进行计算分析,结果表明:进气加温模拟的稳压进气道对发动机进口压力场影响较小,发动机状态稳定时进口温度场只有 1 个高温区, T_1 升高以及发动机状态提高,温度场及压力场不稳定性增大,多工况下发动机温场周向不均匀度最大为 0.6907%,压力场周向畸变指数最大为 0.0187%。进气加温模拟装置条件下,发动机压力场和温度场稳定性情况满足发动机试验要求,可为后续开展发动机进气加温试验提供参考。

关键词: 涡扇发动机; 进气加温模拟装置; 进气流场稳定性; 试验

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.06.022

Experimental Study on the Influence of Inlet Heating Simulator on the Stability of Inlet Flow Field of Turbofan Engine

LIU Guo-yin, GAO Lei, CHEN Yan-feng, SANG Ze-lin, LIU Zuo-hong, BAI Chu-feng
(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to study the influence of the newly designed inlet heating simulator on the inlet flow field stability of a turbofan engine, the test equipment, instrumentation scheme, inlet flow field stability evaluation method and test scheme were designed and studied. By conducting joint tests of the turbofan engine and the intake heating simulator under the condition of multi-factor matching of air supply temperature, air supply flow rate and engine state, the maximum value of the engine inlet airflow stability index was determined. Through calculation and analysis of the data under different test conditions, the results show that the stabilized inlet of the inlet heating simulator has little influence on the pressure field at the inlet of the engine. When the engine is stable, there is only one high-temperature zone in the inlet temperature field. The instability of the temperature field and pressure field increases with the increase of T_1 and the increase of engine state. The maximum circumferential temperature distortion is 0.6907%, and the maximum circumferential pressure distortion index is 0.0187%. The stability of the engine pressure field and temperature field meet the requirements of the engine test under the condition of inlet heating simulator, which can provide a reference for subsequent engine inlet heating tests.

Key words: turbofan engine; inlet heating simulator; stability of inlet flow field; test

0 引言

在地面试车台上,仅模拟高速飞行时发动机进口空气温度,而不模拟其他条件的试车,称为进口空气加温试车,本文简称“进气加温”。在涡扇发动机研制过程中需要进行大量的进气加温试车考核,目的是模

拟航空发动机高空大马赫数情况下较高的发动机进气温度及燃油管路等设备的高温环境,从而验证发动机及附件在该进气温度条件下实现规定状态循环运转的可靠性。发动机进气加温试车属于发动机持久试车的一部分,中国 GJB 241A 中也规定:在飞行前 60 h 持久试车程序中,要求进行 4.2 h 发动机进口空

收稿日期: 2022-03-23 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 柳国印(1991),男,工程师。

引用格式: 柳国印,高磊,陈彦峰,等. 进气加温模拟装置对涡扇发动机进气流场稳定性影响试验[J]. 航空发动机, 2023, 49(6): 143-149. LIU Guoyin, GAO Lei, CHEN Yanfeng, et al. Experimental study on the influence of inlet heating simulator on the stability of inlet flow field of turbofan engine[J]. Aeroengine, 2023, 49(6): 143-149.

气加温试车。发动机整机试车中的进气加温试验模拟装置是发动机地面试验与空中试飞、性能达标与结构可靠、整机耐久考核与部件寿命分析的重要纽带。在涡扇发动机使用过程中常遇到的问题之一是压缩系统的气动不稳定性。由于进气加温模拟装置结构复杂且是发动机进气的必经通道,在试车过程中除常温试车台监视参数外,发动机进口的温度场及压力场是试验关键参数,直接影响发动机的工作安全。

在航空发动机研制和使用中,一项十分关键的技术是评定发动机进口流场畸变对发动机稳定性的影响。20世纪90年代初期,美、俄等国家均颁布了涡喷、涡扇发动机进口温度和压力畸变评定指南^[1],研制了相关的温度畸变设备。Braithwaite^[2]和SAE-16^[3]均开展了大量的发动机进口温度畸变相关的试验研究,丰富和完善了试验方法和结果评定准则;廉筱纯等^[4]和刘大响等^[5]均对压缩系统的不稳定性开展了大量的基础理论研究;孔迪^[6]以航空发动机为例开展不同设备条件对进气压力畸变的影响;赵勇^[7]研究了非设计点进气畸变对风扇/压气机的性能影响并给出了预测方法;周游天等^[8]等针对插板试验进气畸变与压气机的耦合机理开展了相关模拟研究,从理论上分析了耦合情况;谢业平等^[9]对真实进气条件下发动机气动稳定性进行研究,完善了气动稳定性计算方法;杜军等^[10]开展了针对进气压力畸变试验过程中平均稳流度的计算方法研究;程邦勤等^[11]通过涡扇发动机的进气总压畸变试验得到了总压畸变对发动机影响的趋势;张天飞等^[12]对发动机进口温度畸变的稳定性评定方法以及温度畸变的试验技术开展了研究;黄顺洲等^[13-14]、叶巍等^[15]从压力温度组合畸变角度开展数值研究得到计算方法,并分析了组合畸变条件对发动机的影响。上述研究都已证明,进口温度和压力畸变对发动机的气动稳定性有很大的影响。因此,开展进气加温装置对涡扇发动机进气流场稳定性影响的试验研究,对发动机的研制与试验有重要意义。

本文针对新设计的进气加温试验设备,以发动机关键指标为试验目标,开展进口气流稳定性试验,采用中国国军标评定方法来分析进气加温模拟装置对发动机进口气流带来的影响以及是否满足设计要求,为后续发动机进气加温试验提供参考。

1 进气加温试验条件

1.1 进气加温模拟装置设计

根据发动机进气加温试验需求,新设计1套进气加温模拟装置,以模拟空中实际飞行条件下发动机进口气流温度。其工作原理为:经过电加热器加热后的高温压缩空气,通过供气管道一路进入掺混器,另一路通过排气管道进行排空。在试验时,通过调节供气管道调节阀开度控制热空气流量,冷空气通过掺混器轴向进入掺混室与热空气进行掺混,流经稳压箱和进气道后进入发动机。试验前,气源供气保持恒定的流量和温度。在试验中,升温时通过增大供气调节阀的开度并减小排气调节阀的开度,得到发动机所需温度和流量。降温时通过减小供气调节阀的开度并增大排气调节阀的开度进行排空,保证气源供气管道内压力稳定。进气加温试验装置结构(如图1所示)由供气管路、排气管道、掺混器、稳压箱、稳压箱支架、进气道及其支架和测控系统等组成,可依次实现进气流量调节、温度调节,整流稳压、参数监控等功能。其中,进气道分多段设计,与稳压箱进行组合,本文简称“稳压进气道”以区别常规进气道。

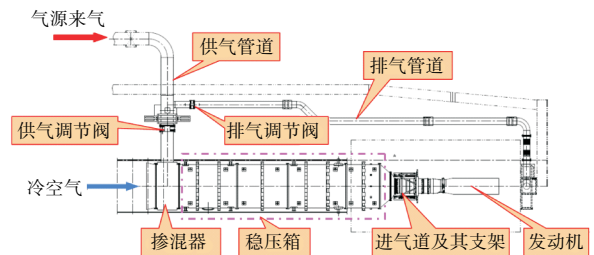


图1 进气加温试验装置结构

进气加温系统中掺混器是确保冷热空气掺混均匀的关键部件,采用环形喷嘴周向均布喷射热空气与常温空气掺混,掺混器结构如图2所示。在发动机主动吸气条件下,冷空气沿掺混器轴向进入,热空气先进入环形腔,通过直管进入环形管,经环形管上的喷嘴流入掺混器内与由喷嘴喷射出的热空气充分掺混。

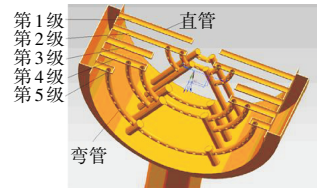


图2 掺混器结构

1.2 进气加温装置测试方案设计

针对发动机进气加温试验需求,设计如下测试方

案。发动机进气测量截面包括:稳压箱截面、进气道压力测量 AIP 截面与温度测量截面。该测试方案已经经过试验验证,进气加温试验测量截面如图 3 所示。

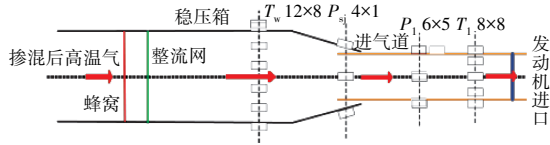


图 3 进气加温试验测量截面

针对测量截面位置进行测量参数及受感部布局设计,进气加温装置测量参数见表 1,稳压箱总温 T_w

表 1 进气加温装置测量参数

| 项目 | $T_w / ^\circ\text{C}$ | P_1 / kPa | P_{s1} / kPa | $T_1 / ^\circ\text{C}$ |
|------|------------------------|--------------------|-----------------------|------------------------|
| 支和点 | 12x8 | 6x5 | 6x1 | 8x8 |
| 测量范围 | 0 ~ 400 | 90 ~ 110 | 70 ~ 110 | 0 ~ 400 |
| 截面 | 稳压箱截面 | AIP 截面 | AIP 截面 | |

注: T_w 为稳压箱总温; P_1 为 AIP 截面稳态总压; P_{s1} 为 AIP 截面壁面静压; T_1 为发动机进口总温。

测量截面数据(逆航向)如图 4 所示,AIP 测量截面(逆航向)如图 5 所示,进气道 T_1 测量截面(逆航向)如图 6 所示。

1.3 发动机进气流场稳定性试验数据处理方法

发动机进气流场稳定性试验包含温度场和压力

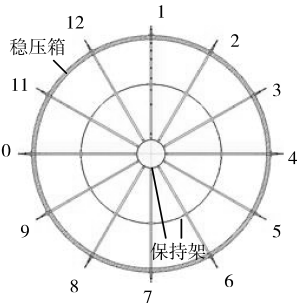


图 4 稳压箱总温 T_w 测量截面数据(逆航向)

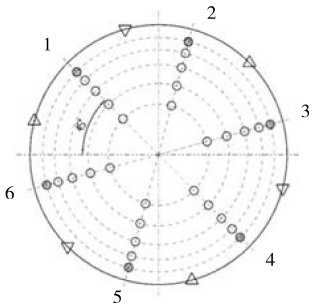


图 5 AIP 测量截面(逆航向)

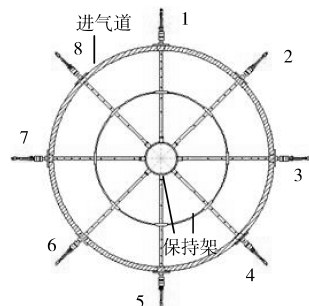


图 6 进气道 T_1 测量截面(逆航向)

场的的数据计算评估。本文对参数处理采用国军标稳定性评估通用方法,通过编制计算程序实现关键参数的在线监视。

1.3.1 发动机进口气流温场评估方法

温度畸变强度是温度畸变幅值的数值表征,用面

平均相对温升 δT_{2FAV} 表示

$$\delta T_{2FAV} = \frac{\Delta T_{2FAV}}{T_0} \quad (1)$$

式中: $\Delta T_{2FAV} = T_{2FAV} - T_0$,为面平均温升,K; T_0 为自由流总温,K。

面平均温度 T_{2FAV} 定义为

$$T_{2FAV} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} T_r(\theta) d\theta \quad (2)$$

式中: $T_r(\theta)$ 为径向平均温度,K; θ 为角向位置。

径向平均温度定义为

$$T_r(\theta) = \frac{1}{1 - \bar{r}_h^2} \int_{\bar{r}_h}^1 T(\bar{r}, \theta) 2\bar{r} d\bar{r} \quad (3)$$

式中: \bar{r}_h 为轮毂相对半径,是轮毂半径与轮缘半径之比; r 为测点的径向位置。

“高温区”周向范围,根据气动界面上不同半径处测得的面积加权的径向平均值沿周向的分布来确定。温度场有 2 个以上“高温区”,其周向范围应等于实际温度场所有局部高温区范围之和

$$\theta^+ = \sum \theta_i^+ \quad (4)$$

式中: θ^+ 为等效温度场周向范围; θ_i^+ 为第 i 个高温区周向范围。

高温区内气流温度的平均值为

$$T_{HAV} = \frac{1}{\theta^+} \int_{\theta^+} T_r(\theta) d\theta \quad (5)$$

式中: T_{HAV} 为高温区内气流温度的平均值,K。

温度场周向不均匀度 $\Delta \bar{T}_2$ 定义为高温区平均温度与面平均温度的相对增量

$$\Delta \bar{T}_2 = \frac{T_{HAV} - T_{2FAV}}{T_{2FAV}} \quad (6)$$

发动机处于进气加温状态,选用 T_w 作为温度畸变强度计算的自由流总温 T_0 , T_h 为环境温度。

1.3.2 进口气流压力场评估方法

进气道 AIP 截面上单个测点总压恢复系数 $\sigma(\bar{r}, \theta)$ 定义为

$$\sigma(\bar{r}, \theta) = \frac{P_{t2}(\bar{r}, \theta)}{P_{t0}} \quad (7)$$

式中: $\bar{r} = r/r_{it}$,为任一测点环半径与轮缘半径之比; P_{t0} 为进气道前未扰动气流总压,Pa; P_{t2} 为 AIP 截面气流总压,Pa。

周向 θ 位置的径向平均总压恢复系数 $\sigma_{r,av}(\theta)$ 定义为

$$\sigma_{r,av}(\theta) = \frac{\int_{\bar{r}_{hu}}^1 \sigma(\bar{r}, \theta) 2\bar{r} d\bar{r}}{1 - \bar{r}_{hu}^2} \quad (8)$$

式中: \bar{r}_{hu} 为轮毂相对半径, 是轮毂半径与轮缘半径之比。

低压区内平均总压恢复系数 σ_0 定义为

$$\sigma_0 = \frac{1}{\theta_2 - \theta_1} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \sigma_{r,av}(\theta) d\theta \quad (9)$$

式中: θ_2 为低压区结束角向位置; θ_1 为低压区开始角向位置。

面平均总压恢复系数 σ_{av} 定义为

$$\sigma_{av} = \frac{\int_0^{360} \sigma_{r,av}(\theta) d\theta}{360} \quad (10)$$

稳态周向畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 定义为

$$\Delta\bar{\sigma}_0 = 1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{av}} \quad (11)$$

胡骏^[6]通过专门研究结果和大量已有的统计数据表明: 径向畸变指数对各种不同结构形式发动机的稳定性影响比较小。因此本文只分析发动机进口气流的周向畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 情况。

2 进气加温试验方案

为确定发动机进口气流稳定性指标的最高值, 开展气源供气温度、供气流量和发动机状态多因素匹配工况下, 涡扇发动机与进气加温模拟装置的联合试验, 试验方案如下:

(1) 根据发动机飞行包线内的高度 H 与马赫数 Ma , 通过标准大气模拟计算确定在飞行包线内的发动机状态及进口温度目标值 T_1 ;

(2) 试验前对各截面压力与温度测试受感部及测试系统进行静态检查, 试验过程中对各温度与压力测点进行监视, 若参数测量异常, 待查明原因后再行试验, 确保试验数据的有效性;

(3) 先进行常温供气条件下发动机试验, 在发动机进口空气流量最大情况下, 测量稳压进气道 AIP 截面参数进行压力场分析计算。通过与常规进气道 AIP 压力场对比, 评估分析进气加温装置条件下发动机进口气流压力损失能否满足发动机试验需求;

(4) 在进气加温条件下进行发动机试验, 通过改变发动机进气流量 W_{a1} 、进口温度 T_1 以及发动机状态来定性分析进气加温模拟装置条件下发动机进口流场及压力场情况, 并确定稳定性指标最大值。

3 试验结果解析

3.1 稳压进气道对发动机进口气流压力场的影响

在温度相近大气条件、相同发动机 2 次试车最高转速状态下, 得到最大进气流量情况下常规进气道与稳压进气道在 AIP 截面的压力场分布。发动机试车时有 5 个状态点(下同), 状态点 1~5 代表发动机低压相对换算转速为 100%、95%、85%、75%、45%, 发动机进口空气流量 W_{a1} 逐渐减少。通过计算 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 和 σ_{av} , 得到不同进气道下平均总压恢复系数与周向畸变指数试验结果, 见表 2。

表 2 不同进气道下平均总压恢复系数与周向畸变指数试验结果

| 发动机状态 | 稳压进气道 | | 常规进气道 | |
|-------|-----------------------------|---------------|-----------------------------|---------------|
| | $\Delta\bar{\sigma}_0 / \%$ | σ_{av} | $\Delta\bar{\sigma}_0 / \%$ | σ_{av} |
| 1 | 0.0582 | 0.9840 | 0.0482 | 0.9877 |
| 2 | 0.0460 | 0.9864 | 0.0348 | 0.9908 |
| 3 | 0.0243 | 0.9906 | 0.0291 | 0.9921 |
| 4 | 0.0183 | 0.9927 | 0.0229 | 0.9926 |
| 5 | 0.0089 | 0.9952 | 0.0081 | 0.9938 |

发动机为状态 1 时稳压进气道情况如图 7 所示, 常规进气道情况如图 8 所示。

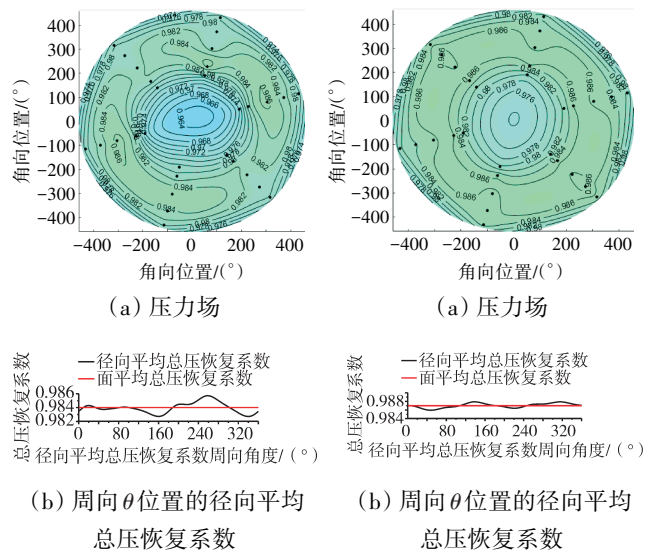


图 7 发动机为状态 1 时稳压进气道情况

图 8 发动机为状态 1 时常规进气道情况

常规进气道与稳压进气道在 AIP 截面 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 和 $\sigma_{av}(\theta)$ 对比如图 9 所示。

随着发动机状态的提高, 进气道内空气流量增大, 进气道 AIP 截面上稳态周向畸变指数逐渐增大,

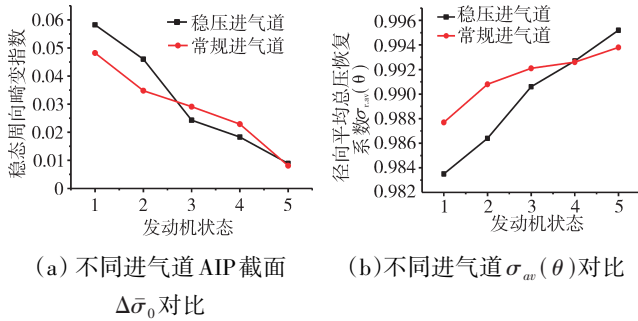


图 9 发动机状态变化时常规进气道与稳压进气道在 AIP 截面 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 和 $\sigma_{av}(\theta)$ 对比

平均总压恢复系数逐渐减小,总压损失变大,气流变得愈加不均匀。在发动机最大转速状态下稳压进气道 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 最大为 0.0582%,常规进气道 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 最大为 0.0482%,稳压进气道 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 偏大,但数值相差较小,均能够满足试验的要求。因此,在 2 种进气道的 AIP 截面气流均匀程度相当。随着发动机状态的提高,常规进气道与稳压进气道 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 与 σ_{av} 变化曲线均有交叉,但数值相近(考虑数据波动)且在允许范围内。因此,可认为常温条件下稳压进气道与常规进气道相比总压损失与基本相当,稳压进气道对发动机影响不大。

3.2 发动机进口空气流量变化对温场和压力场影响

调整进气加温系统供热气温度 T_r 和流量 W_g , 保证发动机进口温度 T_1 相对固定。随着发动机状态提高,进气道空气流量变化时温场和压力场关键指标试验结果见表 3。表中, T_0 为环境大气温度, T_w 为稳压箱出口温度(下同),不同状态及趋势线如图 10~15 所示。

表 3 空气流量变化时温场和压力场关键指标试验结果

| 发动机状态 | $T_0 / ^\circ\text{C}$ | $T_w / ^\circ\text{C}$ | $T_r / ^\circ\text{C}$ | W_g / W_{a1} | $\Delta\bar{\sigma}_0 / \%$ | σ_{av} | $\Delta\bar{T}_2 / \%$ | δT_{2FAV} |
|-------|------------------------|------------------------|------------------------|----------------|-----------------------------|---------------|------------------------|-------------------|
| 1 | 25.40 | 70.05 | 273.0 | 0.180129 | 0.0187 | 0.9947 | 0.3611 | 0.0052 |
| 2 | 25.38 | 69.90 | 268.9 | 0.183229 | 0.0140 | 0.9952 | 0.4247 | 0.0053 |
| 3 | 25.20 | 69.06 | 264.0 | 0.187605 | 0.0118 | 0.9957 | 0.4318 | 0.0091 |
| 4 | 25.30 | 67.90 | 259.4 | 0.190944 | 0.0114 | 0.9962 | 0.4745 | 0.0112 |
| 5 | 25.34 | 60.00 | 246.6 | 0.201844 | 0.0100 | 0.9972 | 0.4878 | 0.0350 |

经过对比分析,在 T_1 温度相同时,发动机状态提高使 W_{a1} 增大,热空气 T_r 提高,参与掺混的热空气流量比例 W_g / W_{a1} 逐渐增大,发动机进口温度畸变强度减小,进气道内温场不均匀度 $\Delta\bar{T}_2$ 越小(最高状态下 $\Delta\bar{T}_2$ 为 0.3611%),温场越均匀。发动机状态的提高使进气道内气流速度增大,AIP 截面 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 有增大、 σ_{av} 有减小趋势,在最大状态下 $\Delta\bar{\sigma}_0=0.0187\%$, $\sigma_{av}=0.9946$ 。

由于发动机进口气流温度 T_1 升高,根据风扇特

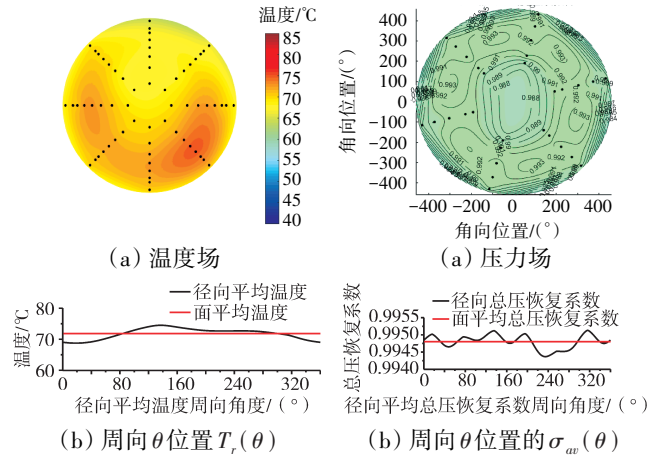


图 10 发动机在状态 1 下的温度场及周向 θ 位置 $T_r(\theta)$

图 11 发动机在状态 1 下的压力场和周向 θ 位置的 $\sigma_{av}(\theta)$

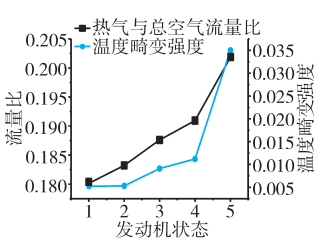
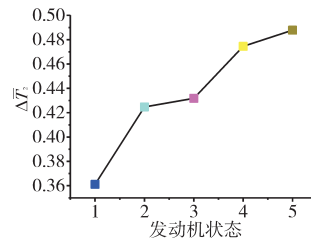


图 12 在不同发动机状态下温度场周向不均匀度 $\Delta\bar{T}_2$ 变化

图 13 温度畸变强度 δT_{2FAV} 与流量比及发动机状态关系

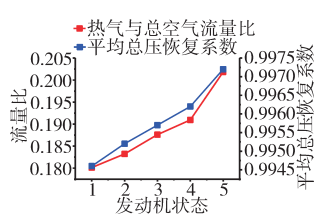
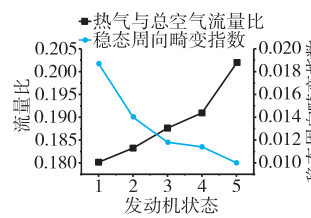


图 14 稳态周向畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 与流量比及发动机状态关系

图 15 平均总压恢复系数 σ_{av} 与流量比及发动机状态关系

性,发动机进口物理流量 W_{a1} 减小,气流流速降低,加温状态较常温进气条件下发动机进口 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 小,而 σ_{av} 较常温进气大,进而可认为进气加温条件下发动机进口压力场较常温进气条件下均匀,试验时可忽略进气加温模拟装置对发动机进口压力影响。

3.3 发动机进口温度 T_1 变化对温度场影响

在发动机最大转速状态下,调整掺混热气的流量 W_g / W_{a1} 比例改变发动机进口温度 T_1 ,得到同一发动机状态下随着进口温度 T_1 的变化,发动机进口温场的情况。对发动机最大转速状态下的 5 个 T_1 目标温度点 $T_1-1 \sim T_1-5$ (温度值依次减小)进行温场周向不均匀度 $\Delta\bar{T}_2$ 计算,结果见表 4。发动机进口温度为 T_1-1 时温场及周向 θ 位置 $T_r(\theta)$ 如图 16 所示,稳定性参数及流量比与发动机进口温度的关系如图 17 所示。

表4 发动机进口温度变化时温场情况

| T_1 目标温度点 | $T_0/^\circ\text{C}$ | $T_g/^\circ\text{C}$ | W_g/W_{a1} | $\Delta\bar{T}_2/\%$ | δT_{2FAV} | $\theta^+/(^\circ)$ |
|-------------|----------------------|----------------------|--------------|----------------------|-------------------|---------------------|
| T_1-1 | 25.2 | 291.8 | 0.5131 | 0.6907 | 0.0607 | 133 |
| T_1-2 | 25.3 | 291.3 | 0.4312 | 0.4866 | 0.0559 | 132 |
| T_1-3 | 25.3 | 290.14 | 0.3575 | 0.4446 | 0.0473 | 164 |
| T_1-4 | 25.2 | 290.47 | 0.2706 | 0.4241 | 0.0439 | 178 |
| T_1-5 | 25.23 | 290.5 | 0.2034 | 0.3093 | 0.0377 | 180 |

在发动机状态与 T_g 相当情况下,提高 T_1 对应发动机进口 W_{a1} 逐渐减小。随温度点不同, θ^+ 在 $133^\circ \sim 180^\circ$ 范围内变化。发动机进口温度 T_1 升高,发动机进口 $\Delta\bar{T}_2$ 与 δT_{2FAV} 逐渐增大。在温度点 1 时, $\Delta\bar{T}_2$ 最大为 0.6907%, 在发动机所需的最大温度点 1 处 $\Delta\bar{T}_2$ 亦能满足试验要求。

4 结论

(1) 通过在发动机进口常温和加温状态下模拟试车,获得了在进气加温模拟装置条件下发动机进口最大的 $\Delta\bar{T}_2$ 和 $\Delta\sigma_0$ 分别为 0.6907% 和 0.0187%。经评估,该进气加温模拟能够满足试验要求及保障试验安全。

(2) 在发动机最大状态下,稳压进气道与常规进气道的总压损失基本相当,稳压进气道对发动机进口气流影响不大,可满足试验要求。

(3) 在发动机进气加温条件下,发动机进口 W_{a1} 减小,气流流速降低,发动机进口压力场较常温进气条件下均匀,在进气加温试验时可不考虑发动机进口压力场变化。

(4) 通过分析发现,在进气加温供气温度 T_g 相同情况下,发动机进口温度场只有 1 个高温区,发动机进口温度场与其状态以及 W_g/W_{a1} 关系密切, W_g/W_{a1} 增大以及发动机状态提高, $\Delta\bar{T}_2$ 与 δT_{2FAV} 增加,可为后续进气加温试验调控提供依据。

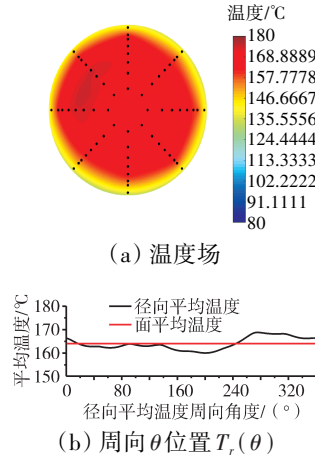


图16 发动机进口温度为 T_1-1 时温度场及周向 θ 位置 $T_r(\theta)$

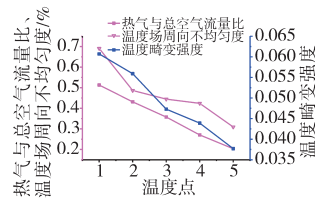


图17 稳定性参数及流量比与发动机进口温度的关系

参考文献:

- [1] 刘大响,叶培梁,侯敏杰,等.航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总温畸变评定指南:GJB/Z 211-2002[S].北京:中国航空综合技术研究所,2002:15-34.
LIU Daxiang, YE Peiliang, HOU Minjie, et al. Assessment guidelines of aero-turbojet and turbofan engine inlet temperature distortion: GJB/Z 211-2002[S]. Beijing: China Aviation Comprehensive Technology Research Institute, 2002: 15-34. (in Chinese)
- [2] Braithwaite W M. Experimental evaluation of a TF30-P-3 turbofan engine in an altitude test facility: effect of steady-state temperature distortion[R]. NASA-TM-X-2921.
- [3] SAE S-16 Committee. A Current assessment of the inlet engine temperature distortion problem: SAE ARD50015[S]. Warrendale: SAE International, 1991: 37-42.
- [4] 廉筱纯,吴虎.航空发动机原理[M].西安:西北工业大学出版社,2005:346-366.
LIAN Xiaochun, WU Hu. Principle of aeroengine[M]. Xi'an: Northwest Polytechnical University Press, 2005: 346-366. (in Chinese)
- [5] 刘大响,叶培梁,赵景芸,等.航空发动机设计手册:第7册[M].北京:航空工业出版社,2000:101-161.
LIU Daxiang, YE Peiliang, ZHAO Jingyun, et al. Aeroengine design manual: volume 7[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2000: 101-161. (in Chinese)
- [6] 孔迪.某型航空发动机进气压力畸变实验研究[J].航空发动机,2014,40(3):60-65.
KONG Di. Experimental study on inlet pressure distortion of an aeroengine [J]. Aeroengine, 2014, 40(3): 60-65. (in Chinese)
- [7] 赵勇.风扇/压气机非设计点性能计算和进气畸变影响预测方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2008.
ZHAO Yong. Study on off design point performance calculation and inlet distortion prediction method of fan/compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [8] 周游天,李军,彭生红,等.插板进气畸变与压气机的耦合数值模拟[J].航空动力学报,2017,32(3):568-579.
ZHOU Youtian, LI Jun, PENG Shenghong, et al. Coupled numerical simulation of inlet distortion of insert plate and compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(3): 568-579. (in Chinese)
- [9] 谢业平,刘永泉,潘宝军.真实进气条件下发动机气动稳定性计算方法[J].航空动力学报,2019,34(3):804-812.
XIE Yeping, LIU Yongquan, PAN Baojun. Calculation method of engine aerodynamic stability under real inlet conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(3): 804-812. (in Chinese)
- [10] 杜军,韩伟.进气压力畸变试验中平均稳流度的计算[J].燃气涡轮试验与研究,2019,32(3):53-57.
DU Jun, HAN Wei. Calculation of average steady flow in inlet pressure distortion experiment[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(3): 53-57. (in Chinese)
- [11] 程邦勤,陶增元,李军.某型涡扇发动机进气总压畸变试验研究[J].

- 推进技术,2003,24(1):20-23.
- CHENG Bangqin,TAO Zengyuan,LI Jun.Experimental study on inlet total pressure distortion of a turbofan engine [J].Journal of Propulsion Technology,2003,24(1):20-23.(in Chinese)
- [12] 张天飞,叶巍,陆德,等.某型涡扇发动机进口温度畸变的稳定性评定试验技术研究[J].航空动力学报,2003,12(6):783-787.
- ZHANG Tianfei, YE Wei, LU De, et al.Study on stability evaluation test technology of inlet temperature distortion of a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power,2003,12(6):783-787.(in Chinese)
- [13] 黄顺洲.压力温度组合畸变对发动机稳定性影响的数值研究[J].燃气涡轮试验与研究,2002,15(1):28-32.
- HUANG Shunzhou.Numerical study on the influence of pressure temperature combined distortion on engine stability[J].Gas Turbine Experiment and Research,2002,15(1):28-32.(in Chinese)
- [14] 黄顺洲,胡骏.组合畸变对某型发动机稳定性的影响研究[J].航空动力学报,2006,21(6):1085-1091.
- HUANG Shunzhou, HU Jun.Study on the influence of combined distortion on the stability of an engine[J].Journal of Aerospace Power,2006,21(6):1085-1091.(in Chinese)
- [15] 叶巍,侯敏杰,周志文.压力、温度组合畸变对某发动机影响的数值研究[J].燃气涡轮试验与研究,2007,20(4):41-44.
- YE Wei, HOU Minjie, ZHOU Zhiwen.Numerical study on the influence of combined pressure and temperature distortion on an engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2007,20(4):41-44.(in Chinese)
- [16] 胡骏.航空压气机起动稳定性分析方法[M].北京:国防工业出版社,2015:135-150.
- HU Jun.Starting stability analysis method of aviation compressor[M]. Beijing: National Defense Industry Press,2015:135-150.(in Chinese)

(编辑:兰海青)