

中等涵道比涡扇发动机高空压力畸变试验

彭生红^{1,2}, 田金虎², 刘冬根², 田应维², 邝文²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院
高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 基于中等涵道比涡扇发动机结构及其气动稳定性特点,通过该类型某发动机高空压力畸变试验研究,获取了研究对象合理可行的高空压力畸变试验方案设计、畸变装置选取以及数据处理规范,结果表明:在飞行高度小于14 km范围内,飞行高度对稳态综合畸变指数有一定的影响,但影响不明显;有引气/功率分出136 kW条件下,飞行高度为11 km、飞行马赫数为0.8以及飞行高度为14 km、飞行马赫数为0.39时,该中等涵道比发动机最大巡航状态与最大爬升状态在进口综合畸变指数不大于12%时均能稳定工作。

关 键 词: 中等涵道比; 总压畸变; 高空模拟; 气动稳定性; 畸变装置

中图分类号: V241.1

文献标志码: A

Experiment on inlet total pressure distortion of middle-bypass ratio turbofan engine at high altitude

PENG Shenghong^{1,2}, TIAN Jinhu², LIU Donggen²,

TIAN Yingwei², KUANG Wen²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory,
Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Based on characterizations of the structure and aerodynamic stability, the experimental investigation on the inlet total pressure distortion of the middle-bypass ratio turbofan engine at high altitude was carried out. The detailed available distortion project designs, distortion installations selection, and data processing standard were introduced. The test results showed that within the range of flight height less than 14 km, the height affected the steady state comprehensive distortion index a little. When flight height was 11 km, and flight Mach number was 0.8, under the comprehensive distortion index less greater than 12%, the middle-bypass ratio turbofan engine could work steadily at military cruising regime and military climbing regime with air bleeding, and power extractions was 136 kW, when the flight height was 14 km, and flight Mach number was 0.39.

收稿日期: 2018-11-06

作者简介: 彭生红(1978—),男,高级工程师,博士生,主要从事航空发动机气动稳定性研究工作。

通讯作者: 田应维(1989—),男,工程师,主要从事航空发动机气动稳定性研究工作。E-mail: yinveitian@163.com

引用格式: 彭生红,田金虎,刘冬根,等. 中等涵道比涡扇发动机高空压力畸变试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6): 1273-1281.

PENG Shenghong, TIAN Jinhu, LIU Donggen, et al. Experiment on inlet total pressure distortion of middle-bypass ratio turbofan engine at high altitude[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6): 1273-1281.

Key words: middle-bypass ratio; total pressure distortion; altitude simulating; aerodynamic stability; distortion installations

随着现代国际航空局势的不断演变,拥有航程远、机动与运输能力强的大型运输机需求越来越巨大,目前已经成为国家战略威慑力量中的核心组成部分之一。中等涵道比涡扇发动机特点包括大推力、低油耗和低噪声等,当前广泛成为大型运输机核心动力。在该类型发动机实际使用过程中,如起飞、爬升、空中机动等,外部气流扰动或内部结构如发动机短舱等因素将会造成进口气流仰角增大,从而在进气唇口处产生分离,形成进气压力畸变。当进气压力畸变扰动程度小于发动机所能承受的临界值时,造成减小发动机推力、增加燃油消耗率、降低发动机气动稳定性能力等不良影响;当进气压力畸变扰动强度大于发动机所能承受的临界值时,发动机将会出现失速或喘振等不稳定工作状态,引起发动机失去空中推力,从而引起发动机结构完整性破坏,严重威胁飞行安全^[1-4]。

目前国内关于进气压力畸变的研究主要集中在小涵道比涡扇发动机,很少涉及中等涵道比涡扇发动机甚至是大涵道比发动机。中等涵道比涡扇发动机在几何结构上与小涵道比涡扇发动机有显著差异,进气压力畸变能力评估时的试验气动布局与评估方法必然存在不同。由于航空发动机的抗进气压力畸变能力只能经过试验考核验证,以往研究仅仅局限于地面大气进气、直排大气试验条件,而航空发动机飞行工作范围宽,主要使用环境是高空而非地面,高空压力畸变试验研究模拟了影响发动机实际飞行的众多关键降稳因子,例如进气压力畸变、高空低雷诺数、功率分出等,故该项研究可以为我国大型运输机动力改进研制提供技术支持^[5-10]。

1 中等涵道比涡扇发动机特点

中等涵道比涡扇发动机与小涵道比涡扇发动机在几何结构上有明显差异,如图 1 和图 2 所示,气动稳定性试验研究方法有所不同。

1.1 结构特点

两类发动机在几何结构上主要表现为涵道比差异大。不同的涵道比大小影响发动机的燃油消耗率,大型运输机追求的目标为低耗油率和大推力,因此,当前中等涵道比涡扇发动机的涵道比大部分大于 1。例如,配装 L-39 飞机、中/短程航线客机雅克-40 以及 K8S 型教练机的 AI-25 双转子

涡轮风扇发动机涵道比等于 2.20;对于战斗机动力而言,追求的第一目标是发动机推质比,因此,现代先进涡扇发动机的涵道比一般低于 0.5,如 AJI-31F 的涵道比等于 0.57。在风扇叶片几何结构尺寸、高压压气机部件几何结构形式、排气方式等方面,中等涵道比涡扇发动机与小涵道比涡扇发动机差异也较大^[11-16]。



图 1 中等涵道比涡扇发动机

Fig. 1 Middle-bypass ratio turbofan engine

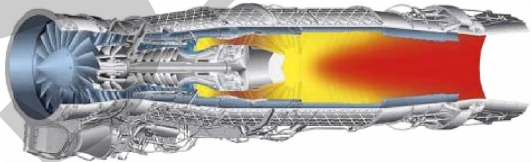


图 2 小涵道比涡扇发动机

Fig. 2 Low-bypass ratio turbofan engine

1.2 气动稳定性特点

在气动稳定性特点方面,中等涵道比涡扇发动机与小涵道比涡扇发动机存在较大差异。虽然两类发动机的工作原理相同,但由于主体几何结构、使用对象等方面的不同,气动稳定性评定方法上有所差异,前者具有如下主要特点^[3-4,16]。

1.2.1 气流在皮托式进气道唇口分离

由于运输机一般是将发动机放置在短舱内,发动机进气道采用皮托式,唇口离发动机进口距离很近。在飞机滑行起飞过程中,进气攻角增加,气流在进气道唇口处产生附面层分离,形成进气压力畸变,如图 3 所示。

1.2.2 内外涵稳态畸变指数差异

内外涵机匣直径差较大的特点导致中等涵道比涡扇发动机与小涵道比涡扇发动机内外涵稳态畸变指数存在较大的不同,内涵流道的临界综合畸变指数相对外涵流道一般要小得多,基于此,如果直接将中等涵道比涡扇发动机稳态压力指数按

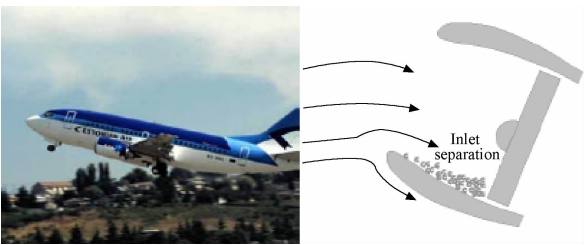


图 3 大攻角起飞造成进气道唇口分离

Fig. 3 Flow separation at inlet lip base on taking off of high attack angle

小涵道比涡扇发动机的处理方法径向平均处理, 评定结果与外涵风扇、内涵风扇/增压级以及高压压气机实际情况有较大差距^[11-15]。

2 研究方案

2.1 研究对象

试验研究对象为某带反推力系统的双转子、双涵道航空涡轮风扇发动机, 排气方式为混合排气, 涵道比为 2.33, 计划装机对象为国内运输机或小型民用客机, 试验研究在新建设的先进航空发动机高空模拟试车台上进行。

2.2 畸变装置选取

在西方国家, 采用模拟板畸变装置, 在高空状态进行与发动机的匹配试验, 如果发动机不发生喘振、失速现象, 就认为发动机稳定性评定是合格的。由于不同飞行高度、不同飞行速度需要研制大量的模拟板, 工作量大, 工程适用性不强, 如图 4 所示。移动插板作为畸变装置, 可以产生的稳、动态畸变流场与飞机进气道出口畸变流场分布基本相似, 图 5 给出了二元进气道模型在 $Ma=2.0$ 时出口截面测得的总压恢复系数 σ 、总压概率密度 A 、总压脉动横向尺度 τ_c 的分布, 与插板深度 25%、低压区角度 $\theta=120^\circ$ 的相应参数与相应流谱, 结果表明插板扰流与二元进气道模型流谱、紊流度和相关时间一致。插板装置试验原理示意图见图 6(图中 h 为移动插板深度, D 为流量管直径), 是研究发动机在工作包线范围内抗畸变能力的理想装置^[17-23]。

当前航空发动机研制及其实际飞行高度/速度条件下的机动性, 需要全面了解发动机的抗畸变能力, 基于此, 本次研究采用移动插板作为畸变扰流装置。

2.3 台架气动布局

进行航空发动机进气压力畸变试验研究时,

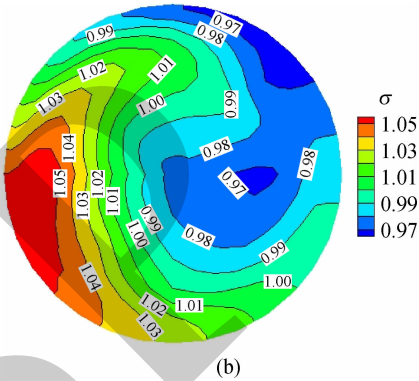
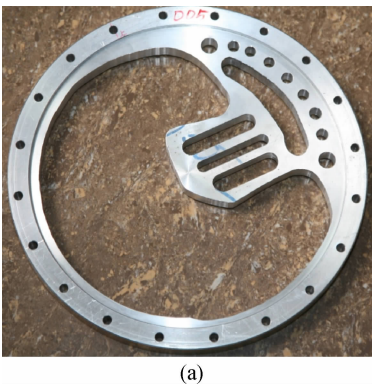


图 4 模拟板及其模拟的进气道出口图谱

Fig. 4 Distortion screens and distortion pattern produced outlet of the air-inlet

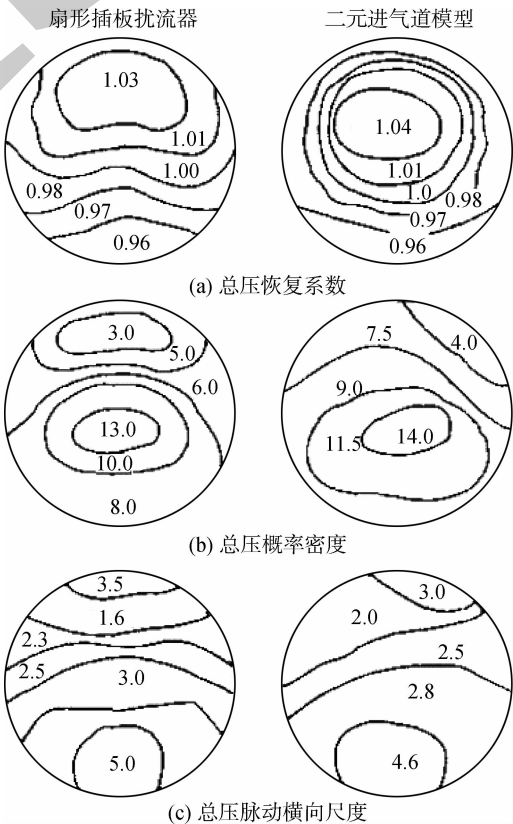


图 5 插板扰流与二元进气道模型流谱

Fig. 5 Flowing of movable flat baffle relative to two dimensional inlet model

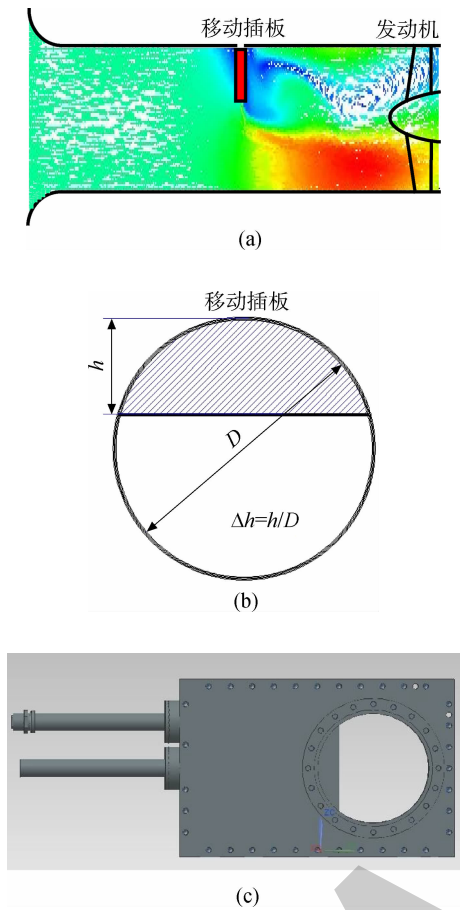


图 6 移动插板原理简图

Fig. 6 Movable flat baffle theory sketch

插板气动布局、测试布局等对试验结果至关重要。

2.3.1 来流参数测量截面

发动机高空台进气压力畸变试验时,在距离双组线导流盆出口处、插板前设置 0-0 截面用于测量高空气流来流参数。由于气流在双组线导流盆中沿收缩段流动后,因径向分速 V_r 的影响,不能立即拉平,只有经过一定的距离以后,才能消除径向分速,将气流速度完全拉向水平(如图 7 所示,图中横坐标为流量管相对轴向位置 x/D ,其中 x 为轴向位置)。为保证测量准确性及布局合理性,运用 CFD 数值仿真技术,模拟试验发动机最大状态试验时流量管内气动流场状况,数值建模采用和试验相同的实际结构用情况(如图 8 所示)。模拟条件为发动机飞行高度 $H=8\text{ km}$ 、飞行马赫数 $Ma=0.88$ 时来流情况。图 9 给出了该计算工况下距离流量管中心轴线位置 $L=200, 300\text{ mm}$ 处,收敛段出口不同轴向距离的径向速度分布,结果表明气流受到收敛段加速影响,沿着流动方向,气流径向速度逐渐减小,在 $0.8D$ 处以后受收敛段影响已经基本消失。0-0 截面位于插板

前,该测量截面的选择需要考虑插板气动扰流影响,即在发动机高空移动插板临界深度位置时,进气参数测量应不受插板气动扰流影响。图 10 给出了相对插板深度 $\Delta h=40\%$ 时板前不同截面位置的对称面上轴向速度 V_0 分布,从图中可以看出,在插板前小于 $1.0D$ 范围内气流均受到插板阻扰的影响,靠近插板一侧气流流速明显减小,在

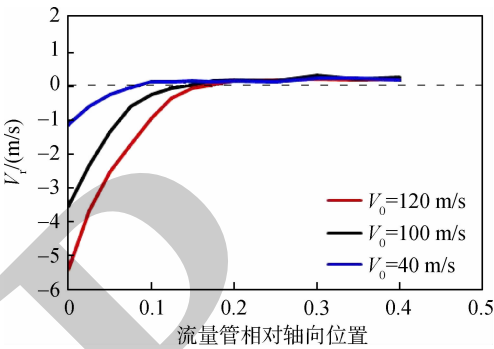


图 7 导流盆出口不同位置气流速度径向分布
Fig. 7 Airflow velocity's radial distribution at the outlet of twisted-pair bellmouth

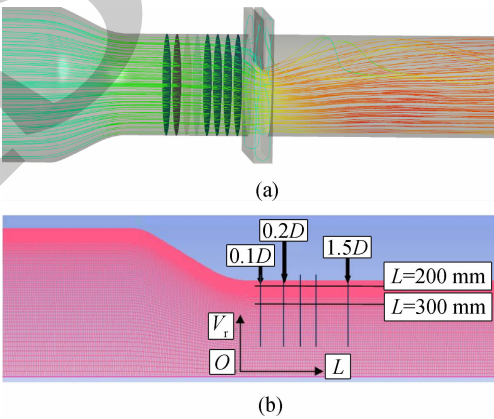


图 8 数值仿真计算模型

Fig. 8 CFD numerical computing model

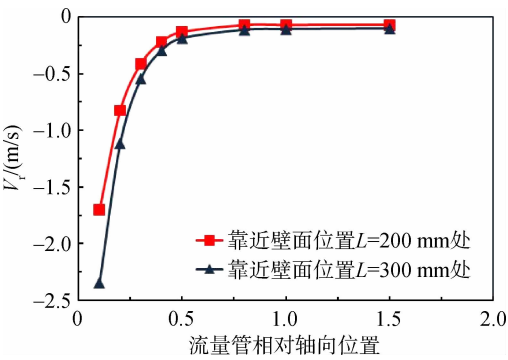


图 9 收敛段出口不同轴线位置气流速度径向分布
Fig. 9 Airflow velocity's radial distribution at the difference axis positions of twisted-pair bellmouth

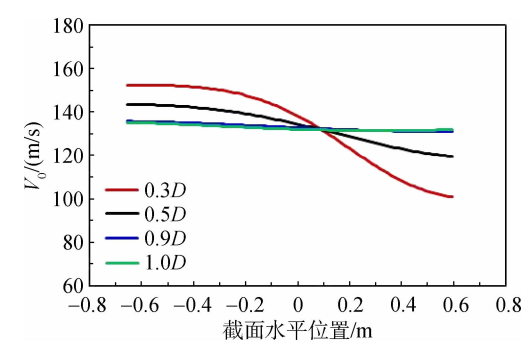


图 10 插板前距离插板不同距离截面径向速度分布
Fig. 10 Airflow velocity's radial distribution at the difference positions of baffle

板前大于 $1.0D$ 以外气流速度均匀,插板运行对轴向气流速度影响很小。

2.3.2 AIP 界面位置

AIP(aerodynamic interface plane)气动界面是一个用于确定进气畸变特性的测量截面,气动界面的选择与畸变指数密切相关,移动插板与 AIP 界面的气动距离对发动机进气压力畸变试验结果将产生重要影响。无论是插板还是测量截面的位置,都需经 CFD 数值计算分析或进气吹风试验来确定,否则将对试验结果的评估产生不利影响。

鉴于此,发动机进气压力畸变试验时,基于设计状态时性能参数,初步预估试验对象的临界指数及其临界深度,再运用 CFD 数值仿真技术,模拟试验发动机最大状态试验时流量管内畸变气动流场状况,确定合宜的 AIP 界面距离,同时验证临界深度下的临界指数。CFD 数值建模仿真时同样采用了和实际试验相同的实际结构情况(如图 11 所示),模拟条件为 $H=15\text{ km}$ 、飞行表速 $V_b=155\text{ km/h}$ 的高空来流情况,依据高空数值模拟计算经验,控制方程运用雷诺平均 N-S 方程,湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型。图 12~图 15 给出了来流气流马赫数 $Ma_1=0.52$ 、插板深度为 30% 时流量管速度矢量、板后 AIP 界面位置为 $2.75D$ 、 $3.0D$ 、 $3.5D$ 时的总压分布以及静压分布,3 个位置截面上无气流回流现象,AIP 界面位置为 $2.75D$ 时稳态总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0=6.9\%$ 。

综上气动分析,基于设计状态时性能参数,结合高空舱设备尺寸情况,试验发动机高空台进气压力畸变试验时台架布局见图 16,在距离导流盆出口 $1.0D$ 位置处、插板前 $1.5D$ 位置处设置 0-0 截面用于测试来流参数,AIP 界面位于插板后 $2.75D$ 位置用于测量气流畸变参数,发动机安装边距离 AIP 界面 $0.13D$ 位置,该布局既适用于评

估试验对象抗进气畸变能力,也满足高空舱尺寸布局要求。

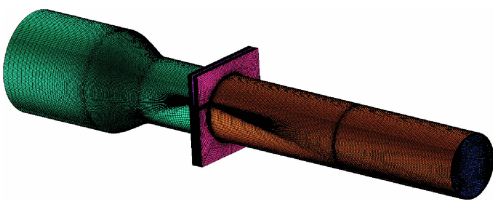


图 11 数值计算仿真模型
Fig. 11 CFD numerical computing model

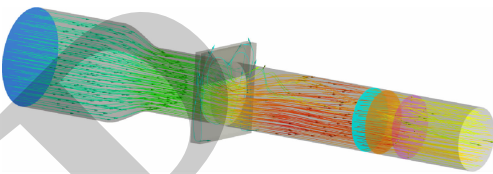
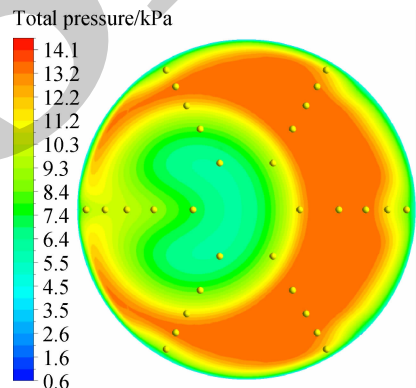
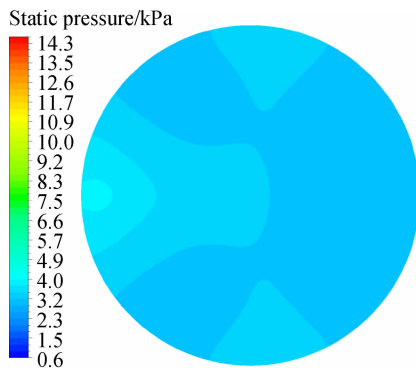


图 12 流量管速度矢量图
Fig. 12 Airflow vector diagram



(a) 总压云图

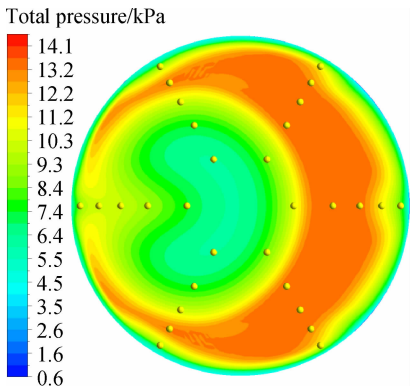


(b) 静压云图

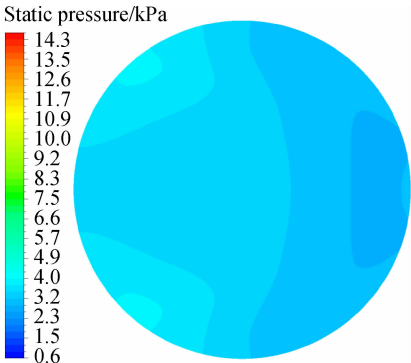
图 13 AIP 界面位置为 $2.75D$
Fig. 13 AIP position at $2.75D$

2.4 测试布局

针对压力畸变试验研究的需要,测量系统分

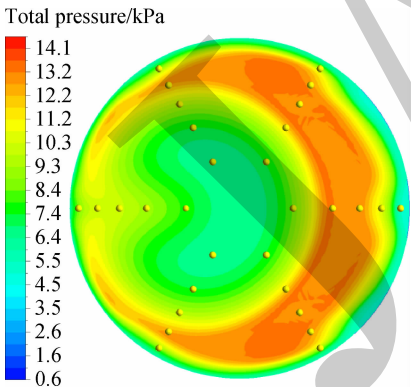


(a) 总压云图

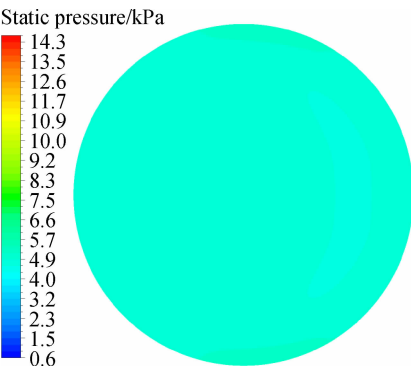


(b) 静压云图

图 14 AIP 界面位置为 3.0D
Fig. 14 AIP position at 3.0D



(a) 总压云图



(b) 静压云图

图 15 AIP 界面位置为 3.5D
Fig. 15 AIP position at 3.5D

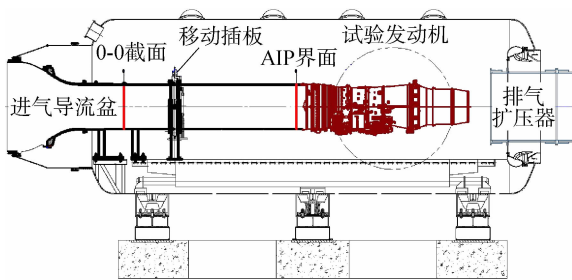
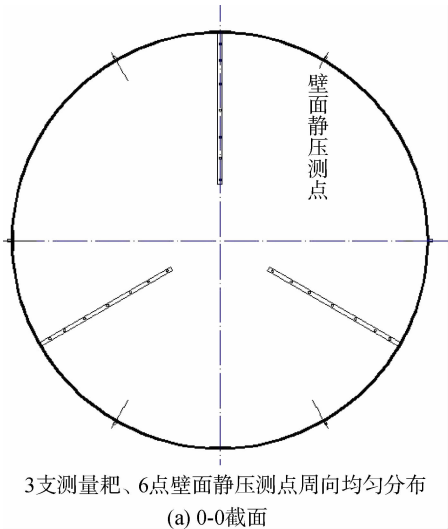


图 16 发动机高空进气压力畸变试验台架布局
Fig. 16 Facility layout map of engine inlet pressure distortion experiment at high altitude

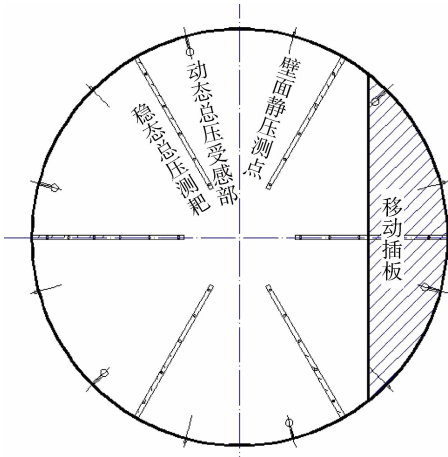
为稳态测量和动态测量。在来流测量 0-0 截面上沿周向均匀布置 6 点壁面静压、2 支总压受感部和 1 支总温受感部,每支总压受感部布置 6 点,每支总温受感部布置 5 点,测点分别沿等环面中心分布,用于测量来流总压、静压、总温。AIP 界面周向均布 6 支总压受感部、6 点壁面静压以及 6 点动态总压受感部(位置为径向 0.9 半径处),每支总压受感部布置 5 点,测点同样分别沿等环面中心分布,用来确定该截面的气流马赫数、总压恢复系数和总压场畸变特性,如图 17 所示。

2.5 数据处理

试验研究采用间接准则来评定发动机的气动稳定性,即畸变指数的形式。对中等涵道比涡扇发动机进行气动稳定性试验结果处理时,采用美军标的分环处理方法,即将总压周向畸变按 5 个环面分别处理。为综合表示出压力畸变流场的特征,采用由稳态周向总压畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 和面平均紊流度 ϵ_{av} 相叠加的综合畸变指数 W 。其中,稳态周向总压畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 定义为气动界面(AIP 界面)上平均总压值与低压扇形区内平均总压的相对差值,如图 18 所示。其表示式为



(a) 0-0截面



6支稳态总压测耙、12点壁面静压测点
以及6点动态总压感受部周向均匀分布
(b) AIP界面

图 17 测试布局示意图

Fig. 17 Measurement layout map

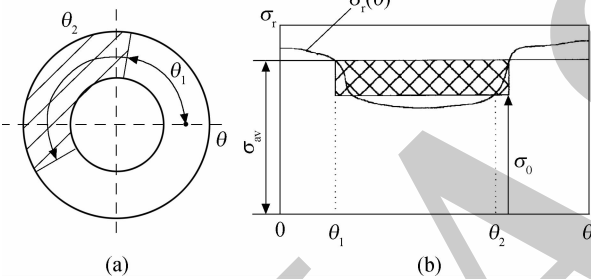


图 18 稳态周向总压畸变指数计算

Fig. 18 Steady state circumference total pressure
distortion index computing

$$\Delta\sigma_0 = \left(1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{av}}\right) \times 100\% \quad (1)$$

式中 σ_0 为低压区内平均总压恢复系数,表示低压区内平均总压与进气道前未扰动气流总压之比。 σ_0 值按式(2)进行计算

$$\sigma_0 = \frac{1}{\theta^-} \int_{\theta_1}^{\theta_2} \sigma_{r,av}(\theta) d\theta \quad (2)$$

低压区范围按 θ^- 式(3)计算

$$\theta^- = \theta_2 - \theta_1 \quad (3)$$

式中 θ_1 为低压区起始角度($^\circ$), θ_2 为低压区终止角度($^\circ$)。

面平均紊流度 ϵ_{av} 是指总压空间不均匀度随时间变化的强度,通常用随机过程的统计参数来衡量总压脉动的特性,将每一测量点上的动态总压脉动均方根值作为该点的气流脉动定量特性;采样频率为 2 kHz,带通频率范围为 3~1000 Hz,取样时间是 1 s。其表示式为

$$\epsilon = \frac{(\Delta p_{t2})_{rms}}{\bar{p}_{t2}} \times 100\% \quad (4)$$

或

$$(\Delta p)_{rms} = \sqrt{\frac{1}{T_u} \int_0^{T_u} (p_{t2}(t) - \bar{p}_{t2})^2 dt} \quad (5)$$

式中 $p_{t2}(t)$ 为 AIP 上测点上随时间变化的总压值(kPa); $\bar{p}_{t2}$ 为 T_u 时间内该点的总压平均值(kPa),
 $\bar{p}_{t2} = \frac{1}{T_u} \int_0^{T_u} p_{t2}(t) dt$; T_u 为取样时间(s)。

面平均紊流度 ϵ_{av} 表示见式(6)

$$\epsilon_{av} = \frac{1}{360} \int_0^{360} \epsilon(\theta) d\theta \quad (6)$$

综合畸变指数 W 见式(7)

$$W = \Delta\sigma_0 + \epsilon_{av} \quad (7)$$

3 试验结果

3.1 稳态周向总压畸变指数 $\Delta\sigma_0$

在相同的飞行条件、发动机状态下,稳态周向总压畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 随着插板深度的增大而增大;在飞行高度 $H \leq 14$ km 范围内、相同的发动机状态、插板深度情况下,飞行高度对稳态周向总压畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 有一定的影响,但影响不明显。试验结果如图 19 所示。

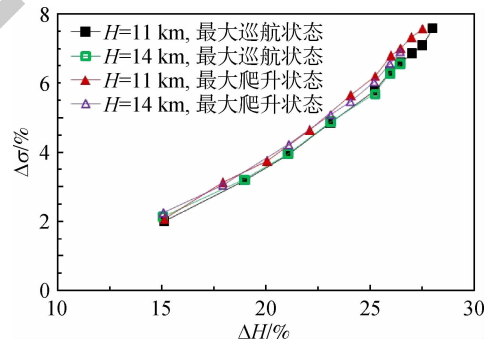


图 19 $\Delta\sigma_0$ 随 ΔH 的变化曲线($Ma=0.8$)

Fig. 19 Changes of parameter $\Delta\sigma_0$ versus ΔH
($Ma=0.8$)

3.2 面平均紊流度 ϵ_{av}

在相同的飞行条件、发动机状态下,面平均紊流度 ϵ_{av} 随着插板深度的增大而增大;在飞行高度 $H \leq 14$ km 范围内、相同的发动机状态、插板深度情况下,飞行高度对面平均紊流度 ϵ_{av} 有一定的影响,但影响不明显。试验结果与图 19 一致,如图 20 所示。

3.3 综合畸变指数 W

在相同的飞行条件、发动机状态下,综合畸变

指数 W 随着插板深度的增大而增大;在飞行高度 $H \leq 14 \text{ km}$ 范围内、相同的发动机状态、插板深度情况下,飞行高度对综合畸变指数 W 有一定的影响,但影响不明显。试验结果与图 19 和图 20 一致,如图 21 所示。

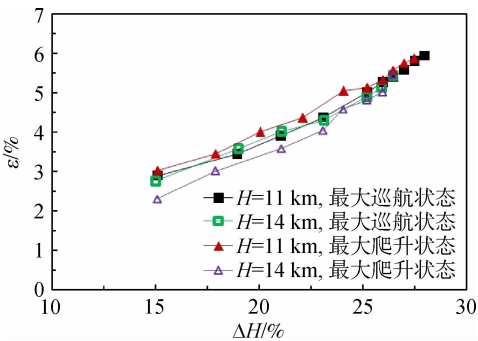


图 20 ϵ_{av} 随 ΔH 的变化曲线 ($Ma=0.8$)
Fig. 20 Changes of parameter ϵ_{av} versus ΔH ($Ma=0.8$)

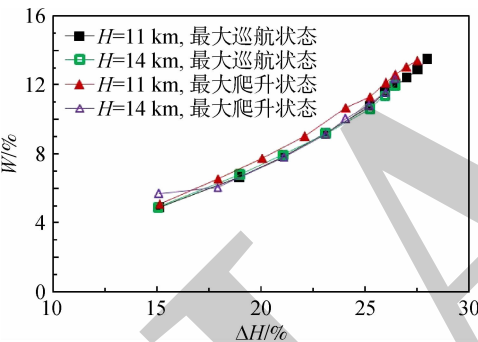


图 21 W 随 ΔH 的变化曲线 ($Ma=0.8$)
Fig. 21 Changes of parameter W versus ΔH ($Ma=0.8$)

$H=11 \text{ km}$, $Ma=0.8$ 、有引气/功率分出 136 kW 条件下,发动机最大巡航状态、进口综合畸变指数 $W=13.52\%$ 时,有引气/功率分出为 183 kW 条件下,发动机最大爬升状态、进口综合畸变指数 $W=13.45\%$ 时,风扇后总压、高压后总压以及发动机进口脉动总压均稳定,发动机尾喷口无喷火现象,振动未超过限制值,涡轮后温度未见突升,无失速、喘振现象,发动机均能稳定工作。 $H=14 \text{ km}$, $Ma=0.39$ 、有引气/功率分出为 136 kW 条件下,发动机最大巡航状态、进口综合畸变指数 $W=12\%$ 时,有引气/功率分出为 183 kW 条件下,发动机最大爬升状态、进口综合畸变指数 $W=12.37\%$ 时,风扇后总压、高压后总压以及发动机进口脉动总压同样均稳定,发动机尾喷口无喷火现象,振动未超过限制值,涡轮后温度未见突升,

无失速、喘振现象,发动机同样均能稳定工作。

3.4 面平均总压恢复系数 σ

在相同的飞行条件、发动机状态下,面平均总压恢复系数 σ 随着插板深度的增大而减小;在飞行高度 $H \leq 14 \text{ km}$ 范围内、相同的发动机状态、插板深度情况下,飞行高度对面平均总压恢复系数 σ 有一定的影响,但影响不明显。试验结果如图 22 所示。

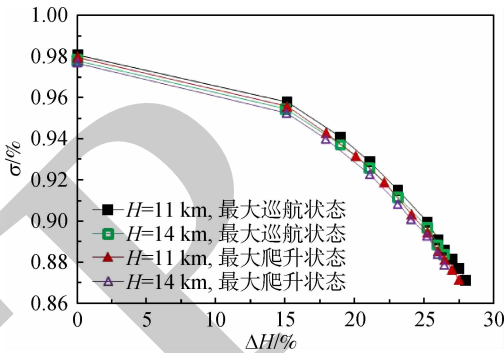


图 22 σ 随 ΔH 的变化曲线 ($Ma=0.8$)
Fig. 22 Changes of parameter σ versus ΔH ($Ma=0.8$)

3.5 低压区周向范围 θ^-

在相同的飞行条件、发动机状态下,低压区周向范围 θ^- 随着插板深度的增大而增加;在飞行高度 $H \leq 14 \text{ km}$ 范围内、相同的发动机状态、插板深度情况下,飞行高度对低压区周向范围 θ^- 的影响不明显。试验结果如图 23 所示。

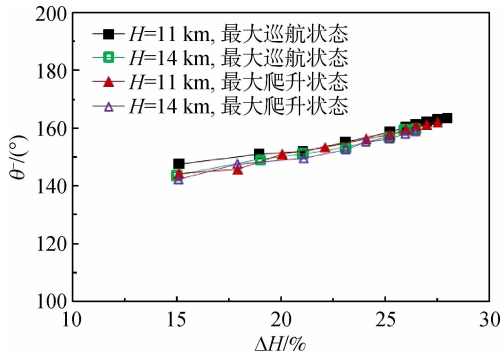


图 23 θ^- 随 ΔH 的变化曲线 ($Ma=0.8$)
Fig. 23 Changes of parameter θ^- versus ΔH ($Ma=0.8$)

4 结 论

通过某中等涵道比发动机高空压力畸变试验研究,结果表明:

1) 在飞行高度 $H \leq 14\text{ km}$ 范围内,飞行高度对稳态综合畸变指数 W 有一定的影响,但影响不明显。

2) 在 $H = 11\text{ km}$, $Ma = 0.8$; $H = 14\text{ km}$, $Ma = 0.39$ 、有引气/功率分出 136 kW 条件下,该中等涵道比发动机最大巡航状态与最大爬升状态在进口综合畸变指数 W 不大于 12% 时均能稳定工作。

参考文献:

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

[2] 国防科学技术工业委员会. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定方法:GJB/Z224-2005[S]. 北京:中国标准出版社,2005:1-42.

[3] 胡骏,赵运生,丁宁,等. 进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性的影响[J]. 航空发动机,2013,39(6):6-12.
HU Jun, ZHAO Yunsheng, DING Ning, et al. Investigation of influence of inlet distortion on high bypass ratio turbofan engine stability[J]. Aeroengine, 2013, 39(6): 6-12. (in Chinese)

[4] 严红明,赵运生,周森,等. 压力畸变对大涵道比涡扇发动机影响仿真[J]. 节能技术,2015,33(5):403-407.
YAN Hangming, ZHAO Yunsheng, ZHOU Miao, et al. Simulation of the pressure distortion effect on high bypass ratio turbofan engine[J]. Energy Conservation Technology, 2015, 33(5): 403-407. (in Chinese)

[5] NAKANO T, BREEZE-STRINGFELLOW A. A method for evaluating the effect of circumferential inlet distortion on the aerodynamic stability of multi-Stage axial-Flow compressors[R]. ASME Paper GT2010-23541, 2010.

[6] SHIELDS M, MOHSENI K. Aerodynamic stability modes of low aspect ratio wings[R]. AIAA-2013-4939, 2013.

[7] PEI J, WALL J. Estimation of aerodynamic stability derivatives for space launch system and impact on stability margins[R]. AIAA-2013-4684, 2013.

[8] Society of Automotive Engineers. Inlet total pressure distortion considerations for gas turbine engines[R]. AIR-1983-1419, 1983.

[9] Society of Automotive Engineers. Gas turbine engine inlet flow distortion guidelines[R]. ABP-2002-1420B, 2002.

[10] 彭生红,钟华贵,吴锋,等. 移动插板容腔对发动机压力畸变流场影响[J]. 航空动力学报,2018,33(9):2242-2247.
PENG Shenghong, ZHONG Huagui, WU Feng, et al. Effect on total pressure distortion flow distribution of engine with the movable flat baffle's plenum volume[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(9): 2242-2247. (in Chinese)

[11] BEALE D K, CRAMER K B. Development of improved method for simulation aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests[R]. AIAA-2002-3045, 2002.

[12] BION J R. Steady and unsteady distorted inlet flow simulation for engine ground tests[R]. AIAA 84-1490, 1984.

[13] 田金虎,乔渭阳,彭生红. 航空发动机高空压力畸变试验[J]. 航空动力学报,2014,29(4):817-823.
TIAN Jinhu, QIAO Weiyang, PENG Shenghong. the Experimental investigation on aero-engine altitude simulated inlet total pressure distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 817-823. (in Chinese)

[14] 江勇,张发启. 基于实验的插板式进气畸变稳态压力场估计[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2007,8(2):1-3.
JIANG Yong, ZHANG Faqi. Base on experiment the air inlet flow steady pressure distortion field estimate with the inserted board[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2007, 8(2): 1-3. (in Chinese)

[15] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2012.

[16] 蒋聪. 大涵道比涡扇发动机气动稳定性评定方法和软件研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
JIANG Cong. Aerodynamic stability assessment and software research of high bypass ratio turbofan engine[D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[17] PETER G, MARTINN H. Modeling the dynamics of supersonic inlet/gas-turbine engine system for large-amplitude high-frequency disturbances[R]. AIAA-2000-3594, 2000.

[18] REYNOLDS G. An experimental evaluation of unsteady flow effects on an axial compressor-p3 generator program[R]. AFAPL-TR-73-43, 1973.

[19] 程邦勤,陶增元,李军. 某型涡扇发动机进气总压畸变的试验研究[J]. 推进技术,2003,24(1):21-23.
CHENG Bangqin, TAO Zhenyuan, LI Jun. Aerodynamic stability analysis of inlet total pressure distortion for turbofan[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(1): 21-23. (in Chinese)

[20] 李文峰,马利东. 某涡扇发动机压力畸变评定技术[J]. 西北工业大学学报,2003,21(5):540-543.
LI Wenfeng, MA Lidong. Method and experimental facility for assessing pressure distortion of a certain turbofan engine[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2003, 21(5): 540-543. (in Chinese)

[21] SMITH R E. Marrying airframes and engines in ground test facilities: an evolutionary revolution[R]. AIAA 95-0950, 1995.

[22] DAVIS M, BEALE D, BOYER K. An example for integrated gas turbine engine testing and analysis using modeling and simulation[R]. Las Cruces, NM; the ITEA Modeling and Simulation Conference, 2006.

[23] CHUNG K, HOSNY W M, STEENKEN W G. Aerodynamic stability analysis of NASA J85-13 planar pressure pulse generator installation[R]. NASA-CR-165141, 1980.