

航空发动机高空压力畸变试验

田金虎^{1,2}, 乔渭阳¹, 彭生红²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院

航空发动机高空模拟航空科技重点实验室, 四川 江油 621703)

摘 要: 鉴于航空发动机高空压力畸变试验的重要性, 详细介绍了试验方案, 通过插板, 进行了航空发动机高空压力畸变试验, 获得了基于插板扰流条件下的航空发动机气动稳定性特性, 并初步获取了压力畸变、高空低雷诺数、引气和功率分出等关键降稳因子对该发动机稳定性影响的数量关系。压力畸变、高空低雷诺数以及引气、功率分出因素对临界综合畸变指数影响为: 高度 1 km 至高度 18 km, 临界综合畸变指数降低了 11.11%, 高度 1 km 至高度 20 km, 临界综合畸变指数降低了 14.69%。为航空发动机高空气动稳定性提供验证平台和试验数据支持。

关 键 词: 高空模拟; 雷诺数; 压力畸变; 稳定性; 降稳因子

中图分类号: V211.48

文献标志码: A

Experiment on aero-engine altitude simulated pressure distortion

TIAN Jin-hu^{1,2}, QIAO Wei-yang¹, PENG Sheng-hong²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology and Aero-Engine Altitude Simulation, China Gas Turbine Establishment, Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: Because of the importance of experiment on aero-engine altitude simulated pressure distortion, the experimental project was discussed in detail. The experiment on aero-engine altitude simulated pressure distortion was launched by moving flashboard. The aerodynamic stability characteristic of aero-engine based on turbulent condition of moving flashboard was obtained, and the magnitude relations of key destabilizing factors such as pressure distortion, altitude low Reynolds number, air bleeding and power extraction to engine stability were obtained preliminarily. The effects of pressure distortion, altitude low Reynolds number, air bleeding and power extraction on critical complex total-pressure distortion descriptor are a fall of 11.11% of complex total-pressure distortion descriptor from altitude 1 km to 18 km and a fall of 14.69% from altitude 1 km to 20 km. It provides a testified platform and experimental database for aero-engine altitude aerodynamic stability.

Key words: altitude simulating; Reynolds number; pressure distortion; stability; destabilizing factor

气动稳定性是当代高性能航空发动机三大指标(性能、稳定性、可靠性)之一,大量的研究表明:

压力畸变对发动机气动稳定性的影响起着主要作用,且往往起决定性作用,是发生最频繁的发动机

失稳因子^[1-4]. 西方国家(包括俄罗斯)对发动机气动稳定性评定方面非常重视,把进气道/发动机匹配作为发动机一体化设计的重要研究内容和急切解决目标. 然而,发动机气动稳定性准确验证受到多种因素的制约,以往试验研究仅仅局限于地面大气进气条件;本文的试验研究耦合了压力畸变、高空低雷诺数、引气和功率分出等多项影响发动机高空实际飞行的关键降稳因子,获取不同高度、不同状态下临界综合畸变指数以及评估发动机气动稳定性影响的间接准则,获得各项失稳因子对发动机需用稳定裕度的影响范围间接计算方法.

如果降稳因子所要求的稳定裕度超过了发动机的可用稳定裕度,发动机将产生气动不稳定性,其表现形式为发动机压气机失速、叶片颤振、转子强迫振动及涡轮部件超温,严重时可导致发动机喘振、空中熄火停车,甚至结构损坏. 压力畸变会影响发动机的性能、可操纵性和耐久性,可造成推力损失,导致风扇和压气机寿命减少. 这些影响会对发动机的正常使用和系统维护带来很严重的问题^[5-8].

在发动机高空模拟试验舱进行发动机移动插板高空喘振试验,对发动机本体和高空舱设备危害性极大,试验风险高,俄罗斯相关文献中曾指出该科目试验为建议进行,国际上公开发表的文章中鲜有涉及,可借鉴的试验经验极少^[9-12]. 在相关文献中,大多失稳因子都给出了需用稳定裕度规范值,如压力畸变、雷诺数、引气、功率分出等,显然对于不同的发动机这种需用稳定裕度规范值会有差异. 在没有彻底弄清这些显著的稳定性失稳因子对发动机稳定性影响的数量关系以前,仅仅凭借发动机地面台的压力畸变试验无法真实再现各失稳因子对发动机的影响. 在相同压力畸变强度、一致的综合畸变指数下,地面台试验发动机可能是稳定工作的,而在高空环境发动机却可能发生失速甚至喘振等危险故障. 综上所述,开展发动机高空压力畸变试验研究具有重要的实际意义^[13-15]. 试验原理示意图见图1,压力畸变、高空

低雷诺数、引气、功率分出等失稳因子综合叠加对发动机稳定裕度的影响见图2.

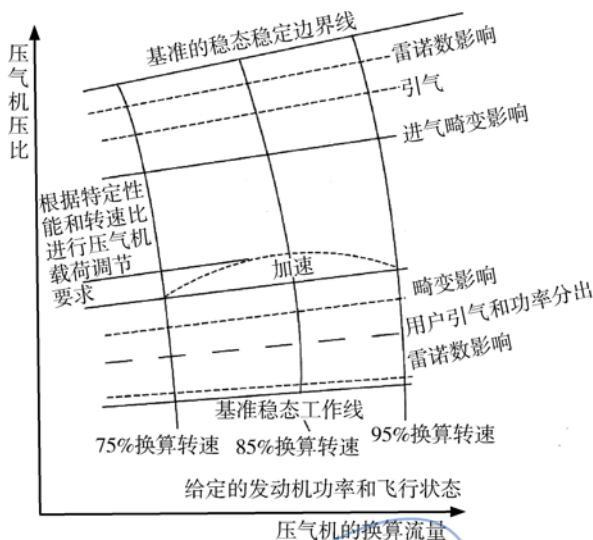


图2 失稳因子对发动机稳定裕度影响

Fig. 2 Effect of destabilizing factors on stability margin of engine

1 试验方案

1.1 台架布局方案选取

依据俄罗斯《选择和检查航空燃气涡轮发动机气动稳定性储备的总技术要求》以及国军标《航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定指南》规定,发动机在高空台进行插板压力畸变试验,为获取适宜的综合畸变指数,评估试验发动机高空状态时的稳定性,流量管上用于获取总压畸变流场的气动界面(AIP界面)位于插板后方3D位置(D为发动机流量管直径),来流参数测量截面(0-0截面)选择位于插板前方2D位置.

试验设备台架的实际情况表明无法按照标准的压力畸变试验布局进行,因此,在确定发动机高空舱试验布局之前,针对试验内容,进行了插板条件下的流量管气动流场CFD数值仿真,初步获取发动机进口流量管畸变流场状况,以确定稳定性试验布局方案的合理性. 为了真实模拟出稳定性试验时高空舱流量管内气动流场状况,为试验测试布局提供依据,以准确验证试验发动机高空状态时的稳定性,建模时采用了和试验相同的布局,运用雷诺平均模拟方法计算湍流的分离流动,选择 $k-\epsilon$ 模型计算插板后的畸变流场.

根据发动机压力畸变试验高空进口条件,计算模型选取了模拟飞行高度(以下简称高度) H 为15 km和20 km、发动机低压换算转速 $n_{l, \text{conver}} =$

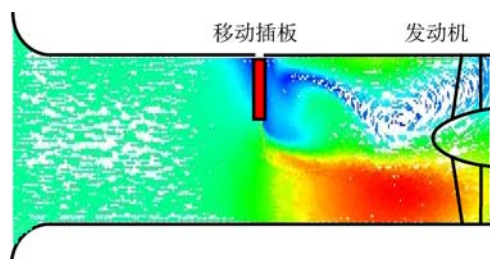


图1 试验原理示意图

Fig. 1 Sketch of experiment principle

98%的状态.图3~图4为模拟计算结果,其中, Δh 为移动插板相对插入深度; σ_r 为径向平均总压恢复系数; σ_{av} 为平均总压恢复系数, $\Delta\sigma_0$ 为周向不均匀度,表示界面平均总压与低压扇形区 θ 内平均总压的相对差值,是与 σ_r 和 σ_{av} 有关的变量;2D,3D等表示测量位置.根据CFD数值仿真计算结果以及考虑到高空舱舱体尺寸、发动机结构尺寸,发动机压力畸变试验时,0-0截面布置于插板前1.5D通道直径位置,AIP界面位于插板后2.75D位置以获取总压畸变流场.

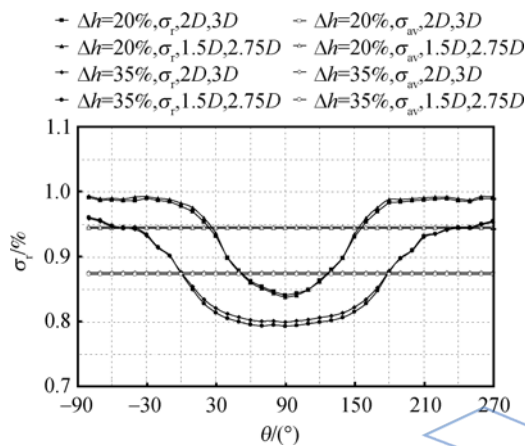


图3 不同计算位置时 σ_r 随 Δh 变化($H=15\text{ km}$)

Fig. 3 Changes of σ_r versus Δh with different positions ($H=15\text{ km}$)

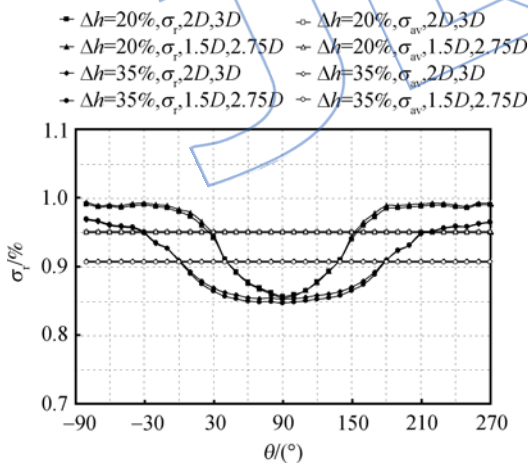


图4 不同计算位置时 σ_r 随 Δh 变化($H=20\text{ km}$)

Fig. 4 Changes of σ_r versus Δh with different positions ($H=20\text{ km}$)

1.2 畸变装置方案选取

为了解发动机在规定状态下的抗畸变能力,验证该发动机气动稳定性,首先必须确定能够在进气道出口截面上生成畸变流场的装置.

插板直接安装于发动机进气流量管上,易于

动态和实时调整插板插入深度,该插板扰流器通用性好,扰流范围宽,操纵简单,可进行任意转速、任意插板深度位置发动机压力畸变性能试验,试验效率高,是研究发动机在工作包线范围内抗畸变能力的理想装置.该装置解决了狭小高空舱的安装布局、移动连续性、内外温差造成结冰卡滞等工程问题,且该装置控制系统可以实现插板深度位置无极调节、运行速度无极调节,模拟喘振信号时,能将插板立即快速退出.

1.3 测试布局方案

针对压力畸变试验研究的需要,测量系统分为稳态测量和动态测量.为保证来流气流的均匀性,在双组线导流盆出口约1D位置处设置0-0截面,其上沿周向均匀布置6点壁面静压传感器、2支总压传感器和1支总温传感器,每支总压传感器布置6点总压,每支总温传感器布置5点总温,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支总压传感器、6点壁面静压以及6点动态总压传感器(径向为0.9R,R为流量管半径,采样频率为2kHz,带通频率范围为3~300Hz),每支总压传感器布置6点总压,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.

1.4 风险分析

本试验研究属于高风险试验科目,发动机高空台压力畸变试验时不仅要考虑常规试验的试验风险,还要更关注由于压力畸变试验附加带来的风险.发动机在高空台进行移动插板压力畸变试验,插板造成气流扰动将在发动机进口形成畸变流场,容易首先引起风扇/压气机失速从而导致发动机喘振,严重危及试验发动机安全.压力畸变试验增加的高风险因素主要包括插板的运动连续性以及失稳时气动力对测试探针的危害.试验过程中,若出现插板机械运动卡滞或因高空负温结冰卡滞,造成插板运动不连续而给发动机喘振带来风险.同样,为准确评估高空状态下的发动机稳定性,发动机进口截面安装了大量按流量管直径等环面分布测点的测试探针.压力畸变试验过程中,发动机可能出现不稳定工作,压力波动剧烈,振动大,气动负荷大,轴向的气流来回脉动震荡产生的气动力可能破坏测试探针,将危害试验发动机安全.

1.5 保障措施

为保障发动机压力畸变试验顺利进行,试验前

制定了发动机试验前控制措施和试验应急措施,压力畸变试验前最重要的是制定发动机失稳判断依据,包括发动机综合调节器发出的喘振信号、发动机尾喷口气流流动情况、确定发动机喘振限制值、风扇/高压压气机后总压脉动量限制值以及发动机振动、排气温度报警值等,以保证发动机的安全。

1.6 数据处理

通常采用直接准则和间接准则表征发动机的气动稳定性,直接准则为确定飞行状态下补偿压力畸变作用下发动机的稳定裕度损失,保证在给定使用条件和工作状态下稳定性所需的总裕度,间接准则为获取发动机在给定使用条件和工作状态下进口综合畸变指数。本试验研究采用的是间接准则,为综合表示出总压畸变流场的特征,采用由周向不均匀度 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 和面平均紊流度相叠加的综合畸变指数。面平均紊流度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方均根作为该点的气流脉动定量特性。

2 试验结果

2.1 稳态工况失稳时动态响应

发动机高空压力畸变试验过程中,随着插板插入深度的不断增加,发动机流道内气流分离越来越严重,压力波动不断加大,当风扇后总压、高压压气机后总压、静压出现剧烈脉动或发动机尾喷口喷火时,则视为发动机失稳。某型号发动机高空压力畸变试验过程中,当模拟飞行中 $H=15$ km, $Ma=0.75$ 时,发动机状态为低压换算转速 $\eta_{l, \text{conver}}=100\%$ 、引气/加载、插板相对深度从 30% 缓慢推至 30.67% 过程,发动机尾喷口出现喷火,如图 5 所示,同时,发动机本体上的脉动压力出现



图5 失稳时发动机尾喷口情况

Fig. 5 Airflow of engine nozzle exit in instability

剧烈波动,脉动压力时域图如图 6、图 7 所示(脉动压力=(测量压力值-最小压力值)/(最大压力值-最小压力值)),此处的压力根据不同情况分别指代总压和静压。该过程中发动机振动变化情况不明显,如图 8 所示。

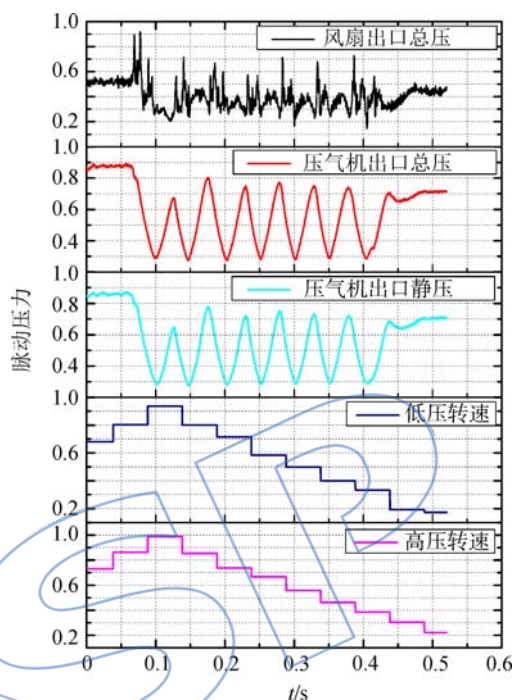


图6 失稳脉动压力时域图(部件)

Fig. 6 Time domain graph of instability pulsation pressure (component)

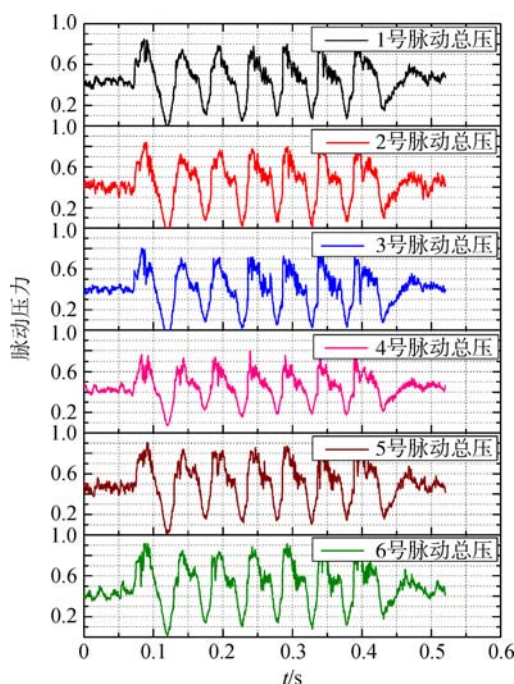


图7 失稳脉动压力时域图(进口)

Fig. 7 Time domain graph of instability pulsation pressure (inlet)

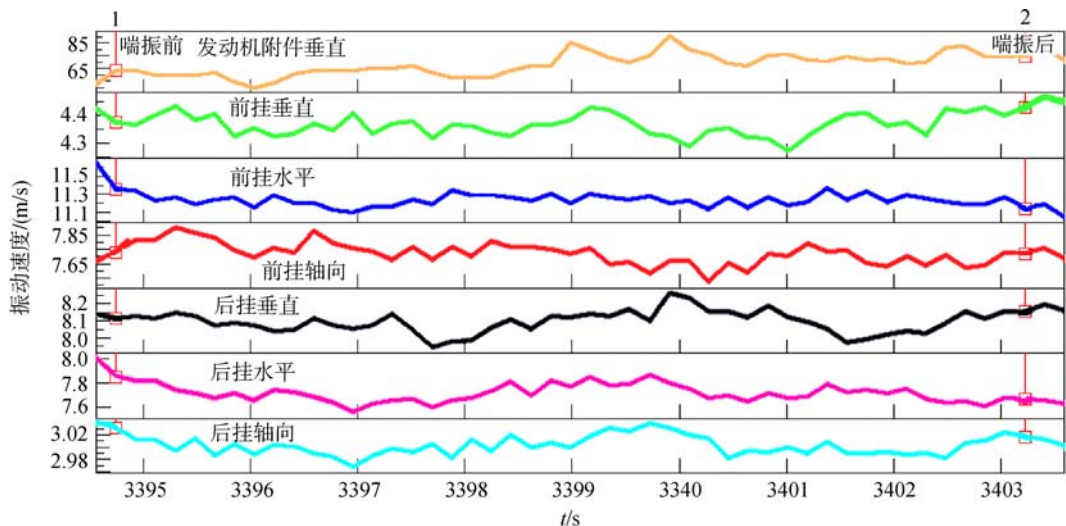


图8 失稳振动频谱图

Fig. 8 Spectrogram of instability vibration

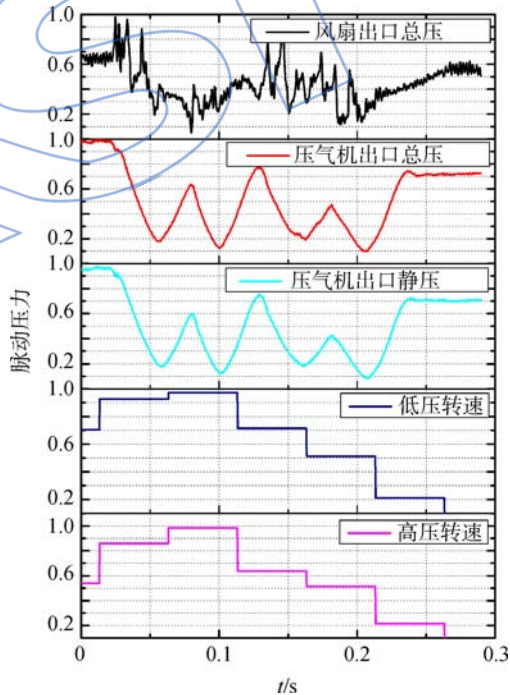
由图8可见:发动机在失稳瞬时,在振动频谱图上反应的各测点振动情况均不明显,发动机逼近喘振前和进入喘振状态瞬时,振动测点位置振动频谱成分基本一致,以低压转速和高压转速的基频幅值为主,各测点振动基频幅值均未超过振动限定值,试验件运行情况良好,未出现振动异常现象.从脉动压力时域图(图6和图7)中可以看出:失稳瞬时,风扇出口总压脉动压力开始呈上升状态,而压气机出口总压和静压脉动压力呈下降状态,由此可以判断压气机失稳,失稳频率在19.41 Hz左右.

该型号发动机高空压力畸变试验过程中,进行了“慢车↑最大↓慢车”加减速失稳试验(油门杆移动时间不大于1s),同样出现了风扇后总压、高压压气机后总压以及静压剧烈脉动和发动机尾喷口喷火现象,由于该工况失稳时振动幅值小以及发动机尾喷口喷火现象与稳态工况失稳时一致,故图9只给出了 $H=15\text{ km}$, $Ma=0.75$ 时发动机加减速试验失稳时脉动压力时域图.从图9中同样可以看出,发生失稳瞬时,风扇出口总压脉动压力开始呈上升状态,而压气机出口总压和静压脉动压力呈下降状态,由此同样判断为压气机失稳;加减速失稳试验失稳瞬时低压换算转速为 $n_{l, \text{conver}}=83\%$.

2.2 进口综合畸变指数对比

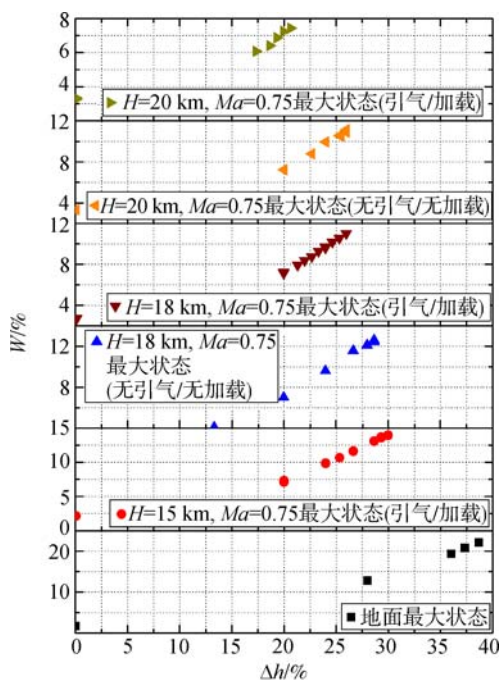
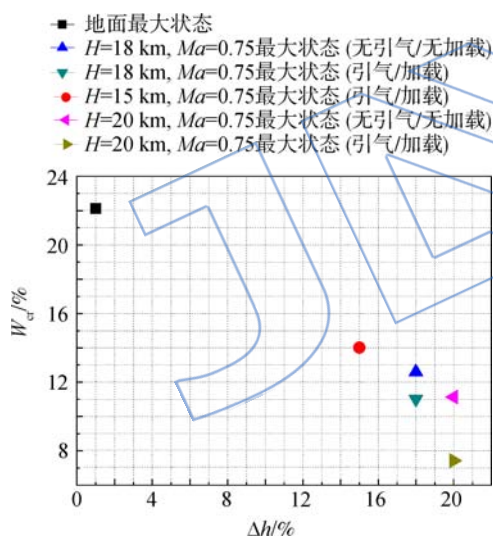
图10给出了不同高度下发动机最大状态时进口综合畸变指数 W 随插板深度 Δh 的变化,图11显示了发动机最大状态时,不同高度下进口临界综合畸变指数 W_{cr} 的变化.由图可见:发动机高

空飞行时,高空低雷诺数以及引气、功率分出因素对临界综合畸变指数 W_{cr} 影响较大.

图9 $\Delta h=17.33\%$,加减速试验失稳脉动压力时域图(部件)Fig. 9 Time domain graph of instability pulsation pressure in accelerating and decelerating experiment while $\Delta h=17.33\%$ (component)

1) 高空低雷诺数

1 km→18 km 最大状态时临界综合畸变指数 W_{cr} 降低了5%;

图10 W 随 Δh 和 H 的变化Fig. 10 Changes of W versus Δh and H 图11 不同高度下 W_{cr} 的变化Fig. 11 Changes of W_{cr} in different altitudes

1 km→20 km 最大状态时临界综合畸变指数 W_{cr} 降低了 5.4%;

15 km→18 km 最大状态时临界综合畸变指数 W_{cr} 降低了 2.97%;

18 km→20 km 最大状态时临界综合畸变指数 W_{cr} 降低了 3.58%.

2) 引气、功率分出

低压换算转速 $n_{l,hs}$ 为 92% 状态时 18 km 的 W_{cr} 降低了 2.22%, 20 km 的 W_{cr} 降低了 3.23%;

低压换算转速 $n_{l,hs}$ 为最大状态时 18 km 的

W_{cr} 降低了 1.51%, 20 km 的 W_{cr} 降低了 3.67%.

3 结 论

通过发动机高空压力畸变试验研究, 试验结果得出:

1) 该发动机气动稳定性试验方案设计、畸变发生装置设计以及稳定性数据处理规范、合理、可行, 初步完善了评定发动机气动稳定性的试验基础.

2) 试验失稳判断依据、试验监控措施以及高风险应急预案合理、可行, 增强了发动机气动稳定性基础研究实际工程经验.

3) 验证了高空低雷诺数以及引气、功率分出等降稳因子对临界综合畸变指数的影响, 间接修正了相关文献中关于高空低雷诺数、引气和功率分出等降稳因子对发动机稳定性影响的数量关系. 压力畸变、高空低雷诺数以及引气、功率分出因素对临界综合畸变指数 W_{cr} 的综合影响为高度 1 km 至高度 18 km 的 W_{cr} 降低了 11.11%, 高度 1 km 至高度 20 km 的 W_{cr} 降低了 14.69%.

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] 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.
- [3] Bion J R. Steady and unsteady distorted inlet flow simulation for engine ground tests[R]. AIAA 84-1490, 1984.
- [4] 国防科学技术工业委员会. GJB/Z224-2005 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定指南[S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 2005.
- [5] 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)
- [6] Peter G, Martin H. Modeling the dynamics of supersonic inlet/gas-turbine engine system for large-amplitude high-frequency disturbances[R]. AIAA-2000-3594, 2000.
- [7] Overall B W. Evaluation of an airjet distortion generator used to produce steady-state total-pressure distortion at the inlet of turbine engines[R]. Arnold Engineering Development Center, AEDC-TR-76-141, 1976.
- [8] Brimelow B, Collins T P, Pfefferkorn G A. Engine testing in a dynamic environment[R]. AIAA 74-1198, 1974.
- [9] Lazalier G R, Tate J T. Development of a prototype dis-

- crete frequency total-pressure fluctuation generator for jet engine/inlet compatibility investigation [R]. Air Force Aero Propulsion Laboratory, AFAPL-TR-69-103, 1970.
- [10] Reynolds G. An experimental evaluation of unsteady flow effects on an axial compressor - p3 generator program[R]. Air Force Aero Propulsion Laboratory, AFAPL-TR-73-43, 1973.
- [11] 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 Zengyuan, LI Jun. Aerodynamic stability analysis of inlet total pressure distortion for turbofan[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(1): 21-23. (in Chinese)
- [12] 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)
- [13] Smith R E. Marrying airframes and engines in ground test facilities: an evolutionary revolution[R]. AIAA 95-0950, 1995.
- [14] Ogorodnikov D A. Real-time simulation of maneuverable aircraft flight conditions on altitude test cell[R]. AIAA 93-1845, 1993.
- [15] Davis M, Beale D, Boyer K, et al. An example for integrated gas turbine engine testing and analysis using modeling and simulation[R]. Las Cruces: 2006 International Test and Evaluation Association Modeling and Simulation Conference, 2006.