

移动插板容腔对发动机压力畸变流场的影响

彭生红^{1,2}, 钟华贵², 吴 锋², 田应维², 李 腾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: 基于移动插板容腔对发动机进气压力畸变流场影响, 获取了移动插板容腔对小进口直径发动机流场扰动特性。通过发现问题、分析问题、数值模拟、改进设计与试验验证等技术过程, 证明了移动插板容腔降低了进气压力畸变流场强度, 其影响范围为进口直径小于 200 mm 的发动机, 且为避免移动插板容腔对发动机进口气流流场的扰动, 设计压力畸变装置时应采取相应措施减小插板容腔体积。

关 键 词: 移动插板; 容腔; 压力畸变; 流场; 扰动

中图分类号: V241.1

文献标志码: A

Effect of movable flat baffle's plenum volume on pressure distortion flow field of engine

PENG Shenghong^{1,2}, ZHONG Huagui², WU Feng²,

TIAN Yingwei², LI Teng², 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 the effect of movable flat baffle's plenum volume on inlet pressure distortion flow field of engine, the destabilization characteristic of the movable flat baffle's plenum volume on small flux tube engine air flow field was obtained. Through the process of problem discovery, analysis, numerical simulation, improved design, and test verification, the movable flat baffle's plenum volume was proved in reducing the distortion intensity of inlet pressure flow field, and the engine of less than 200 mm diameter flux tube was covered within the range of effect. In order to avoid destabilization to the inlet air flow field of the movable flat baffle's plenum volume, corresponding measures should be taken to reduce the volume in the design of the pressure distortion device.

Key words: movable flat baffle; plenum volume; pressure distortion; flow field; destabiliation

收稿日期: 2017-10-24

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, 学士, 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, 钟华贵, 吴锋, 等. 移动插板容腔对发动机压力畸变流场的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(9): 2242-2247.

PENG Shenghong, ZHONG Huagui, WU Feng, et al. Effect of movable flat baffle's plenum volume on pressure distortion flow field of engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(9): 2242-2247.

随着现代航空科研技术的不断发展,未来先进航空发动机具有高性能、高机动、高稳定性等特点,这对发动机的气动稳定性提出了更高的要求。气动稳定性是当代高性能航空发动机三大技术指标(性能、气动稳定性、可靠性)之一,是影响飞机技术性能发挥的重要因素。飞机飞行过程中必然会遭遇气动稳定性问题,大量研究表明:进气压力畸变对发动机气动稳定性的影响起着主要作用,是发生最频繁的发动机失稳因子^[1-5]。发动机进气压力畸变研究必须通过试验考核验证,这就需要能够在进气道出口截面,也就是发动机进口截面(aerodynamic interface plane, AIP)安装畸变流场的装置。

移动插板作为稳态、动态压力畸变模拟器,是在发动机进口前产生压力畸变的一种可控制插入深度的畸变发生器。试验时通过调整插板的插入深度,可得到不同畸变强度的流场,从而模拟发动机进口气流扰动。对于不同推力等级的型号发动机,需设计加工不同通径类型的移动插板装置及其相应的控制系统。以往的设计要求,多数只注重插板本体的强度、刚度、密封性、移动可靠性,而对移动插板容腔对畸变流场气动影响鲜作深入研究,容腔如何影响畸变流场及其影响的程度,国内鲜有相关文献开展详细研究^[6-10]。因此,开展移动插板容腔对畸变流场影响研究,加深对移动插板“稳态+紊流”组合畸变流场的理解,从而有利于准确评估发动机在工作包线范围内抗畸变能力。

1 气动原理

气流在发动机进气流量管内高速流动过程中,一旦遇到扰流平板的阻滞,流线就会发生激烈变化,并在扰流平板后形成一个涡流区,在其后的管道流动中产生畸变流场。利用该原理产生的动态紊流度与稳态不均匀度大致相当,这与飞机进气道出口流场的分布基本相似,有利于发动机的气动稳定性评定^[11-19]。试验原理示意图见图 1(a)。

为保证移动插板畸变装置试验运行平稳,设计移动插板畸变装置时不可避免地存在容腔,见图 1(b)。气流在流量管中遇插板阻挡,流动发生紊乱,板后畸变气流部分进入容腔,再进入主流道,从而改变了板后的气流畸变分布情况。因此,该项研究不仅可以完善现有的移动插板设计规范,而且发展了发动机稳定性基础试验设计、规范、计算方法和分析平台,为发动机气动稳定性评定奠定技术基础。

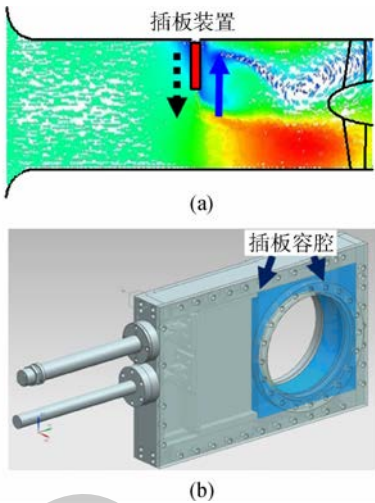


图 1 移动插板试验原理图与结构简图
Fig. 1 Theory and structural sketch of movable flat baffle

2 研究过程

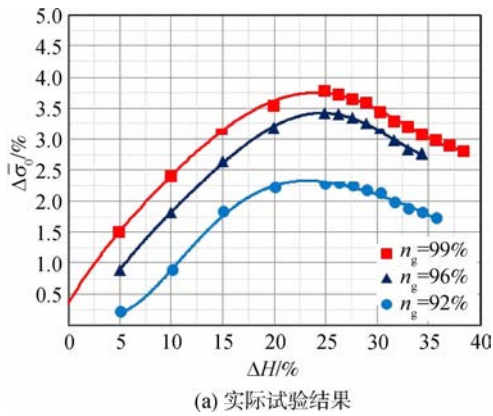
该项研究利用理论模型、数值分析和试验验证相结合的手段,对试验过程中出现的问题进行分析,研究过程分为六个阶段。

2.1 规范设计

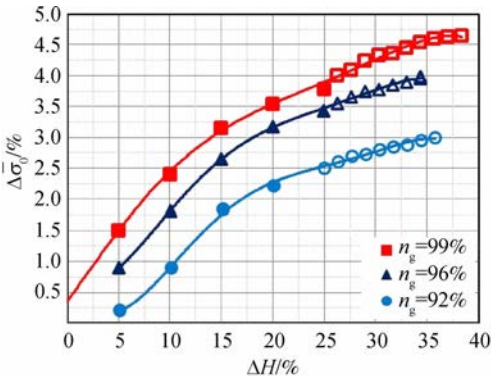
按国内现有规范设计移动插板,静态调试结果表明:设计完成的插板密封性、移动可靠性均可满足试验要求。

2.2 试验研究

某小型发动机进行进气压力畸变试验时,当插板深度 ΔH ($\Delta H = h/D$, h 为插板插入发动机进气流量管的物理深度, D 为进气流量管直径,约为 150 mm) 超过 25% 后,随着插板深度进一步增加,在相同的发动机相对换算转速 n_g 下,稳态周向总压畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 和综合畸变指数 W 变化异常,出现“拐点”现象,与以往发动机的畸变试验结果变化规律不一致,见图 2、图 3。



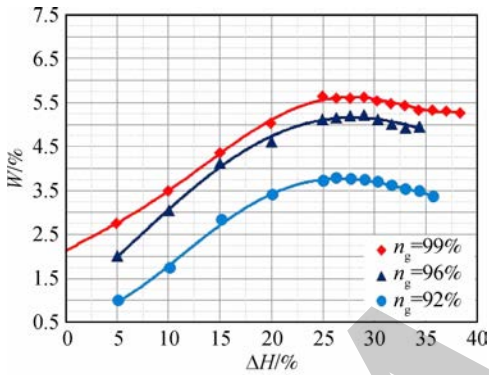
(a) 实际试验结果



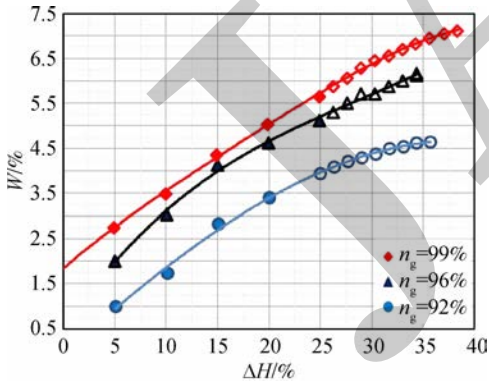
(b) 理想试验结果

图 2 $\Delta\sigma_0$ 随 ΔH 和 η_g 的变化

Fig. 2 Changes of $\Delta\sigma_0$ versus ΔH and η_g



(a) 实际试验结果



(b) 理想试验结果

图 3 W 随 ΔH 和 η_g 的变化

Fig. 3 Changes of W versus ΔH and η_g

2.3 原因分析

就发动机试验得到的畸变指数变化趋势与之前其他型号发动机畸变试验结果以及俄罗斯相关资料存在差异,通过对畸变原理、测试、AIP 测试布局及畸变指数计算方法等方面逐一研究,初步认为移动插板容腔过大,对流动造成了影响。试验时,气流流经扰流阻挡后,部分气流进入容腔,再进入主流道,经过掺混后导致气流畸变强度和

紊流度降低。小推力发动机进气流量管直径较小,随着移动插板的插入深度增加,插板容腔的容积相对于流通面积较大,这种衰减效应更为明显。

2.4 仿真验证

为验证分析结果,利用 CFD 数值模拟技术,对试验状态进行模拟计算。所采用的计算模拟模型有两种:固定插板无容腔的理想模型和移动插板有容腔的试验模型,其余结构与所模拟的发动机试验状态保持一致,计算模型如图 4、图 5 所示。根据数值模拟仿真经验,控制方程选用雷诺平均 N-S 方程,湍流模型采用 S-A (Spalart-Allmaras) 模型。插板深度 ΔH 分别为 10%、15%、20%、25%、27%、30%、35% 和 40% 时,来流马赫数 Ma_1 为 0.38 和 0.37。

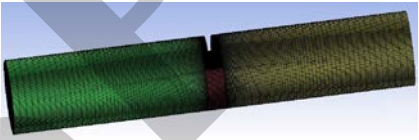


图 4 固定插板数值模拟模型(无容腔、 $\Delta H=27\%$)

Fig. 4 Numerical simulation model with fixed flat baffle (without plenum volume, $\Delta H=27\%$)

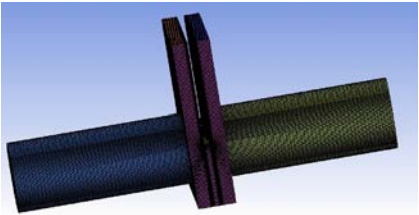


图 5 移动插板数值模拟模型(有容腔、 $\Delta H=27\%$)

Fig. 5 Numerical simulation model with movable flat baffle (with plenum volume, $\Delta H=27\%$)

图 6 为插板深度 $\Delta H=30\%$ 时吹风试验与数值模拟的总压分布对比情况。由图可知,计算得到的流场和试验结果相近。数值模拟结果如图 7~图 8 所示,从图中可知:计算模型固定插板无容腔时,高低压区上下分明;移动插板有容腔时,插板后部产生一对旋向相对的旋涡(顺流向看左边旋涡为顺时针,右边旋涡为逆时针),随着主流向下游移动的同时,向流道中心发展;插板深度增加,旋涡强度增强,低压区范围扩大,在 AIP 上占据流道中心区域的面积越来越大;根据稳态周向总压畸变指数的定义,低压区平均总压是将径向平均总压沿着周向进行积分,当低压区发展至

流道中心时,流场周向变得更加均匀,对每只测量耙进行径向平均之后,得到的周向分布趋于平缓,使得总压周向不均匀度减小,从而造成稳态周向总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 减小。这与试验结果较为一致。

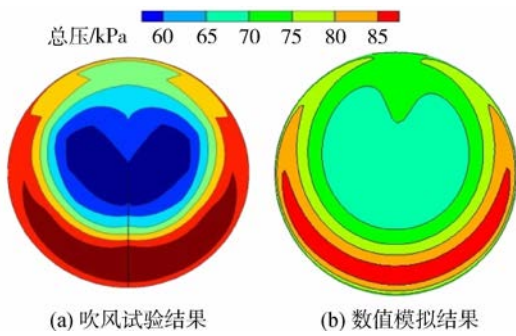


图 6 $\Delta H=30\%$ 时 AIP 总压分布(有容腔)
 Fig. 6 Total pressure distribution on AIP when $\Delta H=30\%$ (with plenum volume)

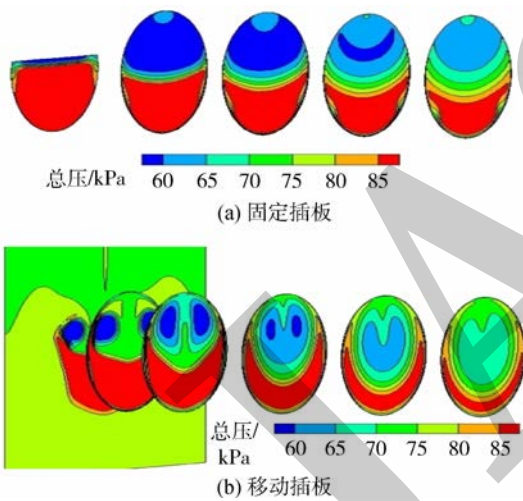


图 7 插板后流场总压云图
 Fig. 7 Contours of total pressure of flow field after the flat baffle

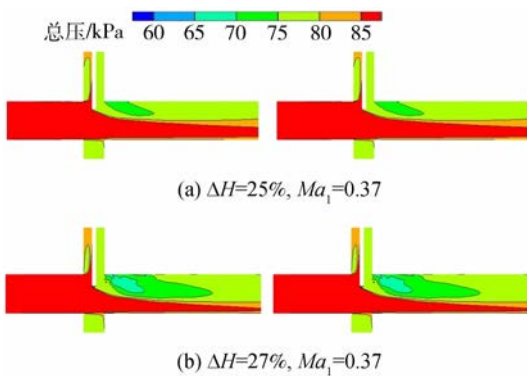


图 8 流量管轴向总压分布对比图
 Fig. 8 Contrast of engine flux tube's axial total pressure distribution

数值模拟与试验(发动机状态 $n_g=96\%$) 的稳态周向总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 结果对比如图 9 所示。数值模拟结果显示:在插板深度 ΔH 约为 28% 时,稳态周向总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 开始下降,模拟与试验结果接近,趋势一致,数值模拟结果真实反应了试验时畸变流场实际情况,插板容腔是导致插板深度变大而 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 变小的根源,再现了之前发动机进气压力畸变试验时 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 试验结果异常现象。

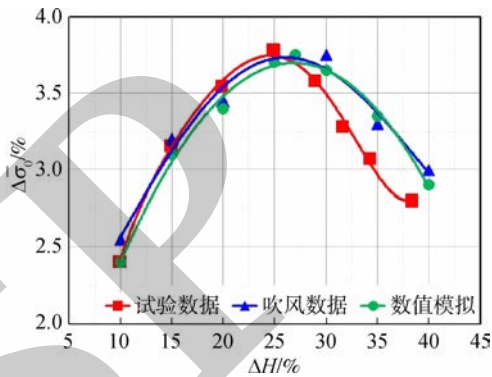


图 9 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 随插板深度 ΔH 的变化
 Fig. 9 Changes of $\Delta\bar{\sigma}_0$ versus ΔH

2.5 试验验证

为减小移动插板容腔对进气压力畸变流场的不利影响,确切反映移动插板的气动扰动特性,对现有移动插板装置机构采用以下措施:①在插板阀体左右两端无干涉区域、插板阀体前端空腔区域填充铝板,最大程度上减小容腔体积;②改进移动插板装置与流量管的连接结构,将连接端面延长至插板内腔平面,阻挡气流进入容腔。新结构装置如图 10 所示。

为验证改进后的移动插板装置效果,在航空发动机小高空模拟试验舱设备上进行了移动插板吹风验证试验(试验装置原理简图和试验现场情

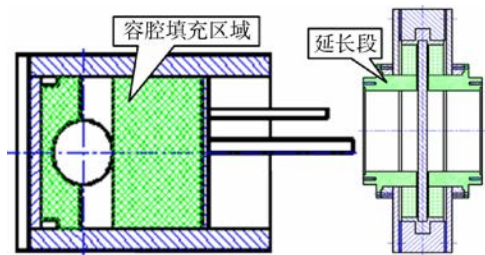


图 10 插板装置改进措施示意图
 Fig. 10 Flat baffle installation sketch after corrective actions

况见图 11 和图 12)。试验为大气进气,抽气机组抽气条件下进行;试验时通过改变阀位开度,控制来流马赫数 Ma_1 ,同时改变插板深度 ΔH ,录取流场各截面气动参数,计算 AIP 上稳态周向总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 。

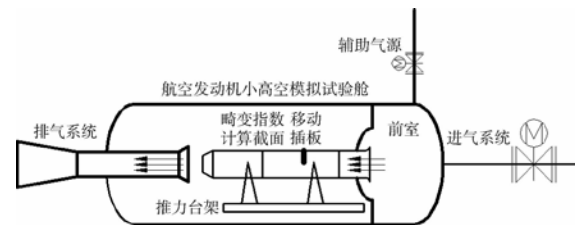


图 11 试验装置原理简图

Fig. 11 Theory sketch of test device

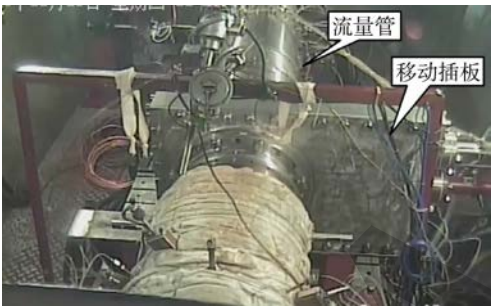


图 12 试验现场图

Fig. 12 Test scene condition

原型、改型的移动插板畸变装置的试验结果见图 13。试验结果证明:原型畸变装置吹风试验时,当插板深度 $\Delta H \geq 25\%$ 时,稳态周向总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 开始逐渐减小,这与发动机进气压力畸变试验结果一致;改型畸变装置吹风试验时,稳态

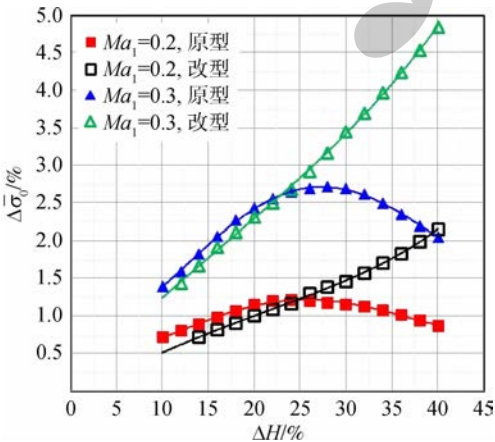


图 13 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 随 ΔH 的变化(原型与改型对比)

Fig. 13 Changes of $\Delta\bar{\sigma}_0$ versus ΔH

(contrast between proterotype and remodel)

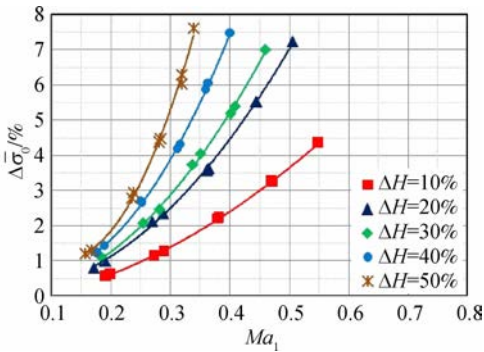


图 14 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 随 Ma_1 和 ΔH 的变化(试验结果)

Fig. 14 Changes of $\Delta\bar{\sigma}_0$ versus Ma_1 and ΔH
(test result)

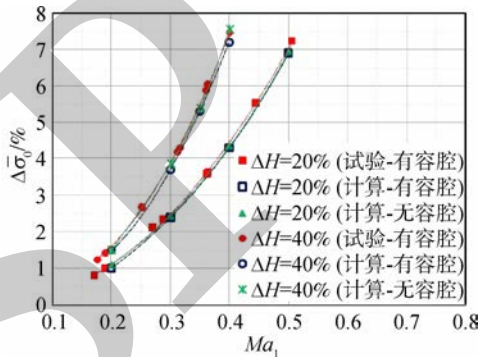


图 15 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 随 Ma_1 和 ΔH 的变化(数值-试验结果)

Fig. 15 Changes of $\Delta\bar{\sigma}_0$ versus Ma_1 and ΔH
(simulation-test result)

周向总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$ 随插板深度的增加逐渐增大;试验结果同时验证了移动插板容腔对小进口直径发动机畸变流场的严重影响,移动插板装置设计技术改进措施合理。

2.6 探索研究

为了进一步验证移动插板容腔对小进口直径发动机畸变流场的影响,采用 CFD 数值模拟方法,对进口直径约为 200 mm 的发动机进气压力畸变装置进行了数值模拟与吹风试验研究。畸变装置结构外形与图 2 类似。在同一小高空舱试验设备上进行了移动插板吹风试验,试验结果如图 14 所示。采用的数值模拟方法与文中第 2.4 节一样,其结果如图 15 所示。吹风试验结果、有/无容腔的数值模拟结果表明:该畸变装置的插板容腔对进气压力畸变流场影响很小。

3 结 论

通过发现问题、分析问题、仿真计算、改型设计与试验验证等技术过程,获取了移动插板容腔对发动机进气压力畸变流场影响,解决了容腔效

应对小直径流量管发动机畸变流场的影响问题,补充完善了移动插板设计准则,为小进口直径发动机进气压力畸变试验研究提供了重要的参考价值,结果表明:

1) 移动插板容腔对进口直径小于 200 mm 的小推力等级发动机进气压力畸变流场产生不利影响,将会降低气流畸变强度;

2) 为避免移动插板容腔对发动机进口气流流场的扰动,设计压力畸变装置时应采取相应措施减小插板容腔体积。

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] 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:中国航空工业第一集团公司,2005:15-20.

[3] 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)

[4] 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.

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

[6] 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)

[7] 顾卫群,秦敏,陈建民,等. 可移动插板式压力畸变发生器的设计与试验[C]//中国燃气涡轮研究院 40 周年院庆文集. 四川 绵阳:中国燃气涡轮研究院,2005:26-31.

[8] 李名魁,张发启,王如根. 插板式畸变发生器出口动态压力信号的功率谱分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(4): 17-20.

LI Mingkui, ZHANG Faqi, WANG Rugen. Power spectrum analysis of dynamic pressure signal by inlet flat baffle[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(4):

17-20. (in Chinese)

[9] 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.

[10] OVERALL B W. Evaluation of an airjet distortion generator used to produce steady-state total-pressure distortion at the inlet of turbine engines[R]. AEDC-TR-76-141, 1976.

[11] BRIMELOW B, COLLINS T P, PFEFFERKORN G A. Engine testing in a dynamic environment[R]. AIAA 74-1198, 1976.

[12] LAZALIER G R, TATE J T. Development of a prototype discrete frequency total-pressure fluctuation generator for jet engine/inlet compatibility investigation[R]. Air Force Airframe Propulsion Compatibility Symposium, AFAPL-TR-69-103, 1970.

[13] REYNOLDS G. An experimental evaluation of unsteady flow effects on an axial compressor-p3 generator program[R]. Air Force Airframe Propulsion Compatibility Symposium, AFAPL-TR-73-43, 1973.

[14] 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)

[15] 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)

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

[17] OGRODNIKOV D A. Real-time simulation of maneuverable aircraft flight conditions on altitude test cell[R]. AIAA 93-1845, 1993.

[18] 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, NM, US: ITEA Modeling and Simulation Conference, 2006.

[19] 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.

(编辑:陈 越)