

文章编号: 1000-8055(2010)06-1291-06

某型发动机喘振特征分析及消喘系统 验证试验

屈霁云, 马明明, 王小峰, 马燕荣

(中国航空工业集团公司 中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089)

摘 要: 分别采用吊舱进口安装扰流板和提高发动机慢车以上状态供油量进行某型发动机地面逼喘试验, 研究了两种方法的特点, 分析了喘振过程中发动机参数变化情况和喘振原因。结果表明, 安装扰流板间歇缓推油门杆和提高供油量快推油门杆逼喘试验均能够有效反映干扰因子对发动机稳定性的影响; 安装扰流板后的加速过程中, 总压畸变和空气流量减少引起喘振, 前者是主要因素, 风扇先喘压气机后喘; 提高供油量后的加速过程中, 燃烧室油气比始终偏大, 稳定工作裕度降低, 高压燃气堆积并堵塞了空气流, 压气机和风扇先后喘振。喘振过程中消喘系统可靠投入工作, 获得了该型发动机的临界畸变指数, 为该型发动机空中逼喘试验及稳定性评定奠定了基础。

关 键 词: 航空发动机; 供油量; 扰流板; 喘振; 消喘系统

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Investigation of surge characteristics and surge eliminating system verification based on a certain engine

QU Ji-yun, MA Ming-ming, WANG Xiao-feng, MA Yan-rong

(Engine Department, Chinese Flight Test Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: Ground test of surge inducing based on a certain engine was performed separately by installing disturbed board at inlet and increasing the fuel delivery. Characteristics of the test methods, the engine parameters in the process of test and the reason of surge were analyzed. The test results show that intermittently pushing staff slowly after installing disturbed board at inlet and pushing staff suddenly after increasing the fuel delivery are effective methods, which could reflect impact of influential factors on engine stability. By accelerating after installing disturbed board at inlet, the total pressure distortion and reduction of air flow result in engine surge, and fan surge occurs before the compressor; however, after increasing the fuel delivery, gas oil ratio is always bigger along with engine acceleration so that the stability margin of combustor is lower, and air provided for engine is jammed by high-pressure gas of combustor so that compressor and fan surge occur successively. Surge eliminating system reliably works and critical distortion of the engine is obtained. The studies in this paper have established a necessary basis for surge inducing test in the air and stability assessment.

Key words: aero-engine; fuel delivery; disturbed board; surge;
surge eliminating system

收稿日期: 2009-04-17; **修订日期:** 2010-04-28

作者简介: 屈霁云(1971-), 男, 陕西宝鸡人, 高工, 硕士, 主要从事航空发动机工作特性及进/发相容性飞行试验研究。

现代高性能航空发动机追求更高压比、推质比和更低耗油率,压缩系统的稳定性问题变得尤为突出.发动机喘振是一种低频高幅的气流振荡现象,可导致发动机机件强烈振动乃至严重损坏、发动机热端超温、性能急剧恶化、熄火停车等故障^[1-2],严重危及飞行安全.因此,在发动机设计阶段和进气道/发动机相容性早期评定阶段^[3],就需要预估发动机飞行包线内的喘振边界,然而,受模型和计算方法的制约,预估结果的准确性还需要进一步验证.

整机逼喘试验通过改变发动机供油规律或在发动机进口模拟产生畸变等方式进行,可获得发动机的喘振工作点进而确定喘振边界,同时也可验证消喘系统能否使发动机自动退出喘振状态.

相比于已开展的大量的建模研究^[4-8]工作,国内外喘振试验研究相对较少,文献[9]利用外部设备在模拟高空台开展了瞬时增油整机逼喘试验,试验过程中发动机工作点沿等转速线迅速进入喘振状态,获得了若干喘振工作点,是一种很有效的喘振测量方法,文献[10]的燃油阶跃逼喘试验是起始供油量不变化、阶跃供油量大于稳态供油量 2~3 倍的加速过程短时增油逼喘方法,文献[11]飞行台吞噬火药试验模拟导弹发射在发动机进口产生高温导弹废气流,发动机在进口高的温度畸变条件下喘振.通过试验获得发动机部分喘振工作点的同时,设计部门也根据相关试验研制了防喘系统,文献[11-12]完成了发动机工作过程中接通防喘系统的有效性验证研究.

最近,中国航空工业集团公司中国飞行试验研究院完成了某型发动机装于试验吊舱内的地面逼喘试验,分别采用吊舱进口安装扰流板和提高发动机慢车以上状态供油量进行,不同的逼喘方式决定了发动机参数的变化规律,也可能决定或影响着发动机的喘振特征,本文通过分析喘振特征,研究了两种不同逼喘方式的喘振原因,获得的喘振点为发动机稳定性评定奠定了基础,同时,通过逼喘试验检验发动机喘振时消喘系统工作的可靠性,也获得了该型发动机的临界畸变指数.因此,本文的工作具有一定的科学研究和工程应用价值.

1 消喘系统工作原理及喘振测量

某型发动机消喘系统工作原理如图 1,发动机喘振时,压差式喘振压力传感器检测到压气机

后的动态信号,经过处理判别,若超过设定的门限值,综合调节器消喘模块发出消喘指令,则消喘系统执行机构工作,执行如下操作:主燃烧室切油点火、喷口面积放大、风扇和压气机可调导叶角度减小等,从而消除发动机的不稳定状态.

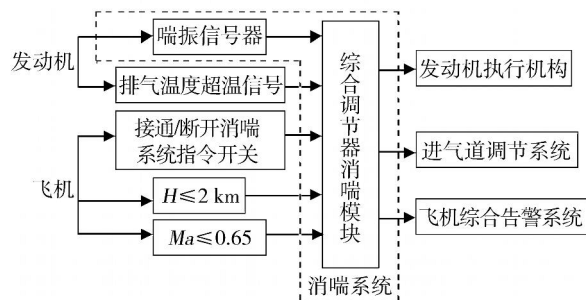


图 1 消喘系统工作原理图

Fig. 1 Principle schematic of surge eliminating system

由于压缩系统喘振是以压力脉动的形式出现,为了有效反映喘振现象并准确分析喘振特征,分别在风扇出口内涵和压气机出口安装动态压力传感器对风扇出口和压气机出口动态压力进行高频采集和测量.

2 吊舱进口安装扰流板逼喘

2.1 逼喘方法

如图 2,在试验吊舱进口安装堵塞比 50 % 的扰流板,使发动机进口产生较大压力畸变流场,降低发动机喘振裕度,在加速过程中进行发动机逼喘试验.为了在逼喘过程中同时能获得发动机的临界畸变指数,有效反映喘振时的畸变情况,测量



图 2 扰流板在吊舱内安装图

Fig. 2 Schematic of disturbed board at inlet

了安装扰流板后发动机进口总压流场^[13],发动机进口总压测点如图 3 所示,6 只耙体沿周向均匀分布,每只耙上布置 5 个稳态总压测点和一个动态总压测点,畸变指数的计算采用俄罗斯方法。安装发动机进口总压测量耙和 50 %堵塞比的扰流板后,发动机稳定工作于某一状态后,间歇推动油门杆使发动机状态缓慢提高,能够最大限度地体现总压畸变在发动机失稳过程中的作用。

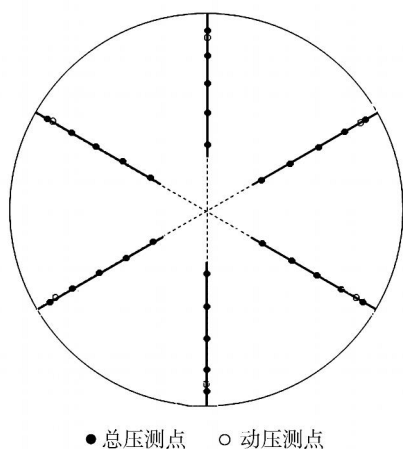


图 3 发动机进口总压测点的布局示意图 (逆航向看)

Fig. 3 Schematic of test points of total pressure (contrary course)

2.2 喘振特征分析及消喘系统工作验证

图 4 为吊舱进口安装扰流板后,地面逼喘过程中油门杆角度 Φ 、主油路燃油压力 p_f 、低高压转子相对换算转速 n_{hc} 和 n_{hc} 、低压涡轮出口温度 t_4 、压气机出口压力 p_2 、喘振信号 S_{su} 和点火信号 S_{si} 、风扇出口压力 p_{12} 、高低压可调导叶角度 α_h 和 α_l 以及喷口临界截面直径 D_8 时间历程。

安装扰流板,发动机稳定工作于某一状态(图 4 中所示的起始时刻: $\Phi \approx 42.8^\circ$, $n_{hc} \approx 75.3\%$, $n_{hc} \approx 90\%$),间歇缓慢推动油门杆(油门杆 0.56 s 移动 0.6°),发动机进入缓慢加速过程,发动机转速缓慢升高,风扇和压气机出口压力、主油路燃油压力、低压涡轮出口温度随着发动机状态的提高不断增大,由于低压转子转速超过了限定低压可调导叶角度变化范围, α 开始减小以满足发动机进气流量需求。

由于扰流板的存在,在发动机进口造成较大的总压畸变,图 5 为喘振之前时刻稳态总压恢复系数在发动机进口截面的分布图。经过计算,该时刻综合畸变指数达 22.5% ^[13],而保证该型发动机

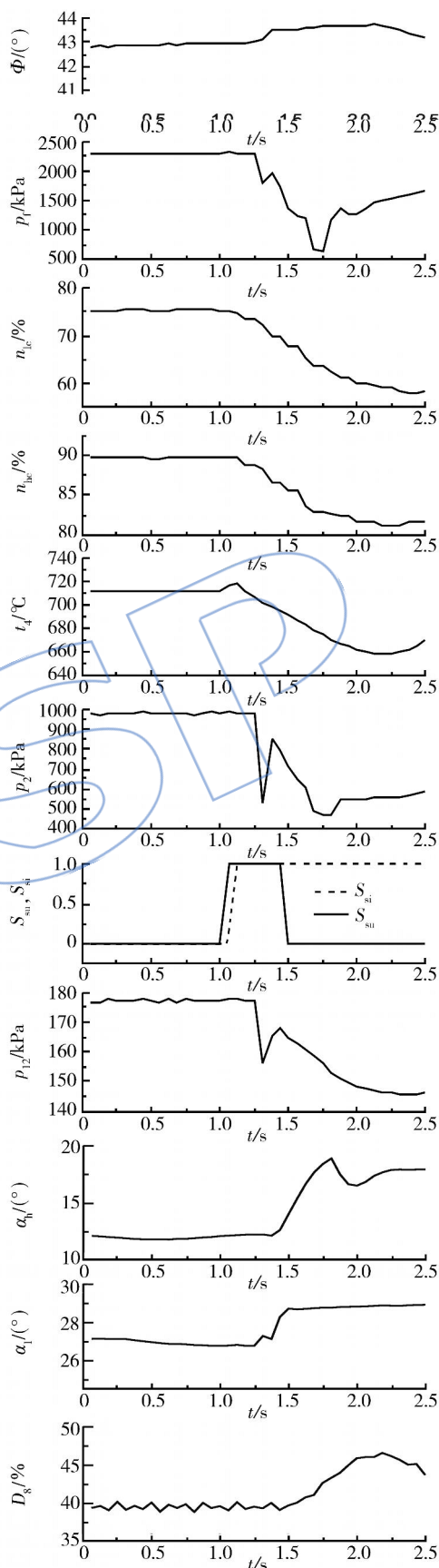


图 4 安装扰流板后逼喘过程中发动机参数的变化
Fig. 4 Changes of parameters in surge inducing after installing disturbed board at inlet

稳定工作的极限畸变指数设计值为9%,总压畸变是引起这次喘振的主要原因.可见,总压畸变降低了压缩系统的可用稳定裕度,同时,随着发动机状态提高,维持发动机稳定工作的进气流量的难度越来越大,燃烧室富油不稳定,发动机不断缓慢地越过稳定边界进入不稳定工作区域.

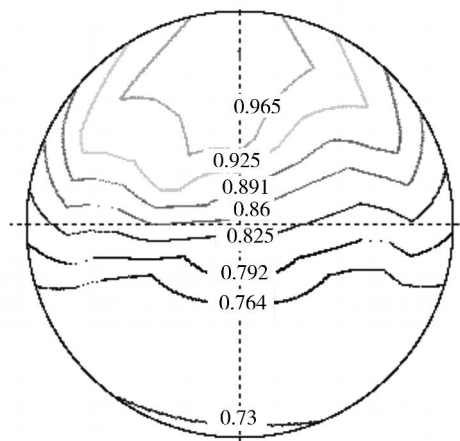


图5 发动机进口各点总压恢复系数等值线图
(逆航向看)

Fig. 5 Total pressure recovery coefficient contour
(contrary course)

从图6可以看出,风扇先喘,喘振后的膨胀波向下游传递,风扇出口内涵动态压力 p_{12} 突降,进而引起压气机喘振,压气机喘振后的膨胀波向下游传递,压气机出口动态压力 p_2 突降,膨胀波从风扇出口传递到压气机出口约30 ms.

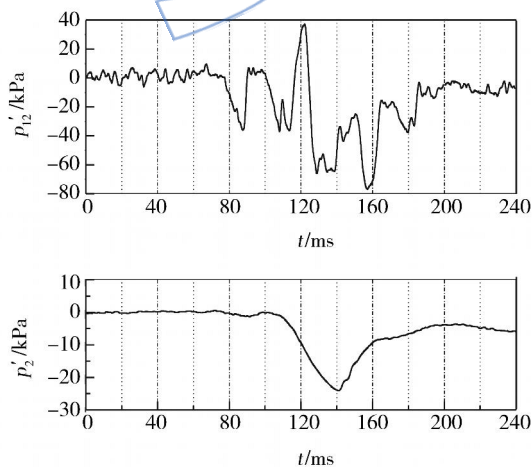


图6 安装扰流板后喘振过程中动态压力参数变化情况

Fig. 6 Changes of dynamic pressure parameters
in surge inducing after installing
disturbed board at inlet

膨胀波传至压气机出口时压力脉动超过消喘系统设定的门槛值,喘振信号触发,综合电子调节器遭遇起动电路工作,自动接通8 s 发动机主点火装置,约0.3 s 后,消喘系统投入工作:切断向主燃烧室的供油(约0.3 s 内 p_{fr} 从1744 kPa 减小到672 kPa),放大喷口临界截面直径(约0.7 s 内 D_8 从39.2 %增大到46 %),随着供油量急剧减少,之前的余油开始燃烧,燃烧室油气比趋于合理, n_c 和 n_{hc} 开始下降,高低压可调导叶角度随之增大, p_{12} 和 p_2 骤降(约70 ms 内, p_{12} 从177.4 kPa 减小到156 kPa, p_2 从977 kPa 减小到523 kPa), t_4 迅速降低,气流流动畅通,短时退出喘振状态.切油时间大约0.5 s 后,由于油门杆在该过程中几乎未动作,遭遇起动程序以自动加速器供油程序所确定的速度开始恢复发动机工作状态:供油量快速上升,发动机又快速进入加速过程,高低压转速、风扇后压力、压气机后压力、排气温度不断升高.如果油门杆不动,发动机将进入下一次喘振,慢收油门杆到试验开始位置,发动机恢复到稳定状态.

如果不收油门杆,扰流板的存在又使得空气流量减少和总压畸变增大,同时,供油量提高,发动机将又进入喘振状态,即导致发动机喘振的干扰因子始终存在,消喘系统就不能保证将发动机恢复到原始状态.

3 提高慢车以上状态供油量逼喘

3.1 逼喘方法

通过调整发动机主燃油泵调节器自动加速器的调整钉,改变发动机加速过程的起始供油量和燃油增加率,即调整了发动机慢车以上状态供油量.如图7,与调整前相比,起始供油量和燃油增加率都有了明显提高.可见,本文采用的提高慢车以上状态供油量的方法是增加起始供油量、长时增加燃油增加量的逼喘方法,不同于引言提到的瞬时增油整机逼喘和燃油阶跃逼喘方法.

调整供油量后,起动发动机至慢车状态稳定工作后,快推油门杆至慢车以上某一位置,持续的超量的供油量保证发动机在加速过程中进入喘振状态.

3.2 喘振特征分析及消喘系统工作验证

图8 为提高慢车以上状态供油量后,地面逼喘过程中发动机参数的时间历程.

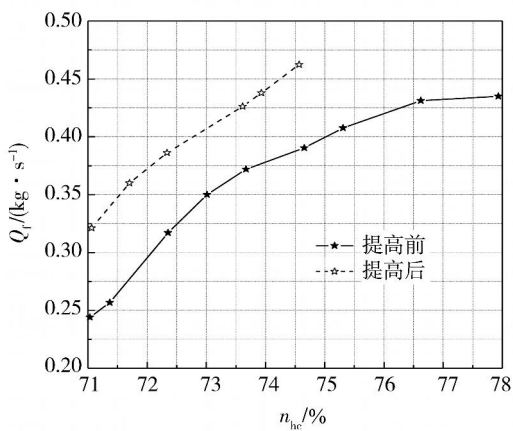


图 7 燃油油量对比

Fig. 7 Comparison of fore-and-after increasing fuel delivery

起始时刻发动机处于慢车状态,0.5 s 内快推油门杆, p_r 迅速提高,发动机各参数不断增大。 α 在低压转子较低转速范围不发生变化,而 α_i 朝增加压气机空气流量的方向转动,角度减小。

由于实际供油量的提高,燃烧室油气比始终偏大,其稳定工作裕度降低,高温高压燃气在燃烧室堆积,使得压缩系统空气来流流通阻力增大堵塞,从而导致压气机出口动态压力 p_2 、风扇出口内涵动态压力 p_{12} 陡增, p_2 开始陡增到 p_{12} 开始陡增历时 35 ms,如图 9,说明压气机和风扇先后喘振。

在喘振信号出现后和消喘系统投入工作之前, p_r , t_4 , p_2 和 p_{12} 继续增大, n_{hc} 和 n_{hc} 的上升率有所减小,约 0.25 s 后,执行机构投入工作,切断主燃烧室供油以降低主燃烧室压力和温度,减小高压可调导叶角度以减小空气流通的阻力,喷口临界截面直径 D_8 增大, p_2 骤减, p_{12} , t_4 , n_{hc} 和 n_{hc} 开始降低,压缩系统空气流通道开始畅通,发动机退出喘振状态,由于切油过程还在进行, n_{hc} 和 n_{hc} 等参数继续下降,这决定了 p_2 和 p_{12} 升高到转速决定的正常压力值后随之降低,切断主燃烧室供油约 0.5 s 后 p_r 开始升高, α 逐渐增大, n_{hc} 和 n_{hc} 在约 0.7 s 后分别下降到最低值后又开始上升,发动机重新开始加速过程。

由于导致发动机喘振的慢车以上状态供油量不能在试验过程中解除,可以想象,如果油门杆不动,发动机将进入下一次喘振。消喘系统不能保证将发动机恢复到油门杆所对应的稳定状态。

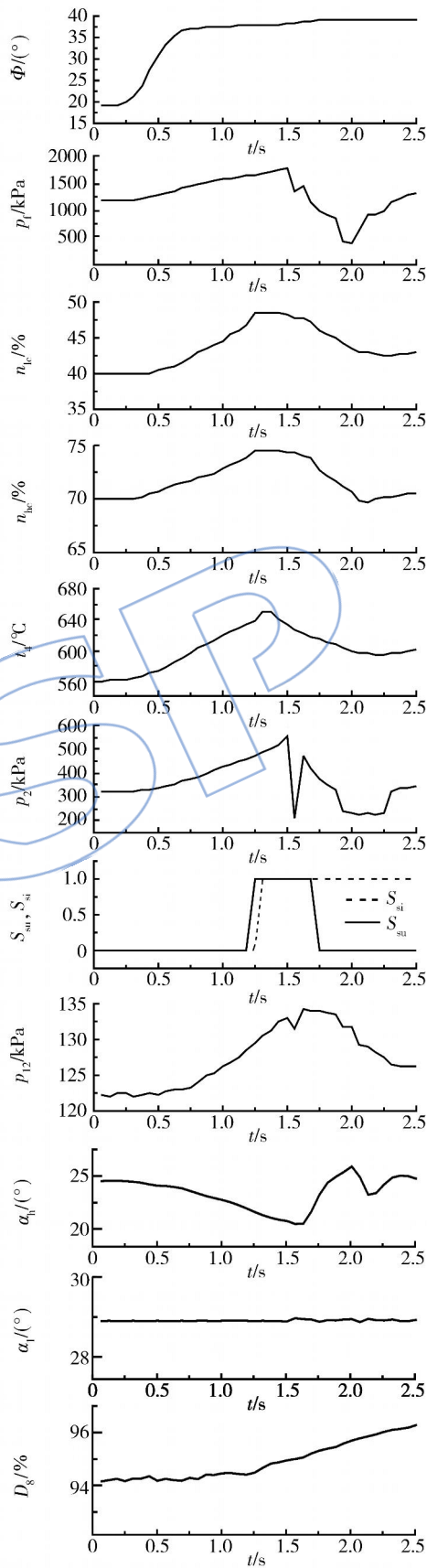


图 8 提高供油量逼喘过程中发动机参数的变化

Fig. 8 Changes of parameters in surge inducing after increasing fuel delivery for acceleration

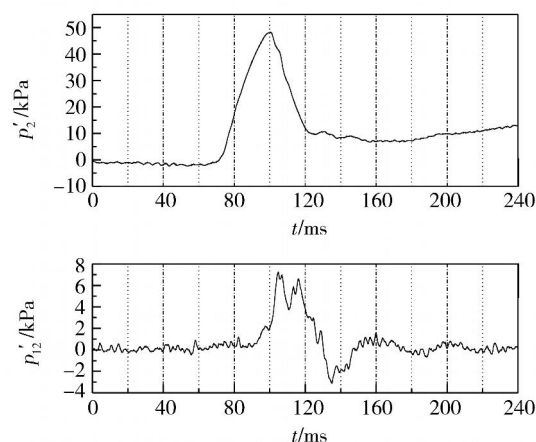


图9 提高供油量喘振过程中动态压力参数变化情况

Fig.9 Changes of dynamic pressure parameters in surge inducing after increasing fuel delivery for acceleration

4 结 论

通过试验结果分析,结论如下:

1) 本文采用的吊舱进口安装扰流板间歇缓推油门杆和提高慢车以上状态供油量快推油门杆进行逼喘试验的方法是合理的,能够使发动机喘振,均能够有效反映干扰因子对发动机稳定性的影响。

2) 吊舱进口安装扰流板后,在发动机进口造成很大的总压畸变,同时,随着发动机状态提高,维持发动机稳定工作的进气流量的难度越来越大,燃烧室富油不稳定,进而进入喘振,总压畸变是引起喘振的主要原因,风扇先发生喘振,进而引起压气机喘振。

3) 提高慢车以上状态供油量后,燃烧室油气比始终偏大,其稳定工作裕度降低,高温高压燃气在燃烧室堆积堵塞了空气来流,依次导致压气机和风扇喘振。

4) 无论是吊舱进口安装扰流板逼喘还是提高慢车以上状态供油量逼喘,在喘振过程中,消喘系统都可靠投入工作。由于导致发动机喘振的干扰因子始终存在,消喘系统就不能保证将发动机恢复到油门杆所对应的稳定状态,收油门杆到低状态位置或停车位置退出喘振。这也是该两种逼喘方式的局限所在。

参考文献:

- [1] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. Oxford, U K: Blackwell Science Ltd., 2004.
- [2] 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.
- [3] 吴虎, 廉小纯, 崔建勇. 多级轴流压气机喘振边界预估的一种新方法[J]. 推进技术, 1997, 18(2): 75-77.
WU Hu, LIAN Xiaochun, CUI Jianyong. A new method for predicting surge line in multistage axial compressors[J]. Journal of Propulsion Technology, 1997, 18(2): 75-77. (in Chinese)
- [4] Davis M W, O'Brien W F. A stage-by-stage post-stall compression system modeling technique[R]. AIAA 87-2088, 1987.
- [5] Krstic M, Fontaine D, Kokotovic V. Useful nonlinearities and global stabilization of bifurcations in a model of jet engine surge and stall[J]. IEEE transactions on Automatic Control, 1998, 43(12): 1739-1745.
- [6] Gogoi A, Verma S, Sane S K. A model for rotating stall and surge in axial flow compressors[R]. AIAA 2002-4086, 2002.
- [7] 陈铮, 戴纪阳, 叶志峰. 用卡尔曼估值对航空发动机喘振状态预报研究[J]. 航空学报, 1993, 14(5): 254-260.
CHEN Zheng, DAI Jiyang, YE Zhifeng. Surge forecast for aeronautical engines with extended Kalman estimation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993, 14(5): 254-260. (in Chinese)
- [8] 吴虎, 蒋建军. 加力涡扇发动机喘振与消喘模拟[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 275-279.
WU Hu, JIANG Jianjun. Simulation of surge behavior of an augmented turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 275-279. (in Chinese)
- [9] Jinkun L, Chuntaek K, Sooseok Y. Surge line measurement of a gas turbine engine by fuel spiking test[R]. AIAA 2005-810, 2005.
- [10] 叶培梁, 缪淑萍. 发动机喘振诱导技术的应用与研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1989(2): 25-33.
YE Peiliang, MIU Shuping. Practice and investigation of surge inducing technology on engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1989(2): 25-33. (in Chinese)
- [11] 李振西. 脉冲燃油式发动机防喘系统试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1992(3): 21-31.
LI Zhenxi. Test investigation of anti-surge system on pulse and fuel-breaking engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 1992(3): 21-31. (in Chinese)
- [12] ZHANG Shaoji. Development of the optimization for a jet engine anti-surge control system[R]. AIAA 2005-4018, 2005.
- [13] 马燕荣, 马明明, 王小峰, 等. 某型涡扇发动机扰流板进气总压畸变研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1028-1034.
MA Yanrong, MA Mingming, WANG Xiaofeng, et al. Investigation of disturbed board total pressure distortion on a certain turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1028-1034. (in Chinese)