

文章编号: 1000 8055(2009)03-0588-08

某涡轴发动机整机喘振试验研究

旷桂兰^{1,2}, 姚峥嵘², 王道波³, 吴志勇², 彭文雯²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空动力机械研究所 株洲 412002;

3. 南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016)

摘 要: 根据某型涡轴发动机研制的需要, 在整机试验台进行了喘振试验方法的探索, 本文详述了发动机喘振、试验方法设计、试验装置及试验过程, 最后对试验结果进行了分析, 研究结果表明利用该发动机上的飞机引气口接入高压气源的方法能够成功地进行该型发动机的整机喘振试验, 从而能够真实获得压气机装在整机上工作时的喘振边界线。

关 键 词: 涡轴发动机; 喘振试验; 测试; 喘振边界

中图分类号: V263.3

文献标识码: A

Surge experimentation research for a whole turbine shaft engine

KUANG Guilan^{1,2}, YAO Zhengrong², WANG Dao bo³,

Wu Zhiyong², Peng Wenwen²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Aviation Powerplant Research Institute,

Zhuzhou 412002, China;

3. College of Automation,

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

Abstract: For the requirement of a turbine shaft engine research, surge experimentation had been done exploringly in a whole engine test bed. This paper describes engine surge, the design of surge experimentation method, experimentation equipment and the process of the experimentation. In the end, the results of the experimentation have been analysed and summarized, the results make clear that the experimentation method is valid, connecting high pressure air to the engine bleeds can do the engine surge experimentation successfully. Consequently the real surge margin of the compressor installed in the overall engine can be gotten.

Key words: turbine shaft engine; surge experimentation; test; surge margin

压气机喘振是气流沿压气机轴线方向发生的低频率(通常只有几赫至十几赫)、高振幅(强烈的压强和流量波动)的气流振荡现象。这种气流振荡是一种很大的激振力来源, 它会导致发动机机件

(首先是压气机)的强烈机械振动和热端部件超温, 并常伴随着旋转失速^[1], 在极短时间内造成机件的严重损坏, 所以, 在任何工作状态下都不允许压气机进入喘振区工作^[2]。

收稿日期: 2008 03 03; 修订日期: 2008 11 05

作者简介: 旷桂兰(1972-), 女, 湖南衡阳人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 中国航空动力机械研究所高工, 主要从事航空发动机试验、测试、控制与状态监控的研究。

根据某型航空涡轴发动机研制的工作要求, 为了在整机上真实获得发动机压气机的喘振裕度特性, 必须进行整机逼喘试验. 在研制过程中, 压气机试验件及核心机试验件均已做了大量的试验, 得到了该型压气机在各个转速下的等转速线、喘振边界线以及发动机的共同工作线. 但从未在整机试验台上做过逼喘试验, 以获得整机的压气机特性和喘振边界, 因此, 探索性地采用新的试验方法, 仔细制定整机逼喘试验方法和试验方案, 成功进行了该型涡轴发动机整机的逼喘试验. 首先采用该型发动机 X1 号机的核心机(即无动力涡轮轮部分)对试验方法进行了验证, 然后进行了 X2 号机整机在各转速下的逼喘试验.

1 试验方法设计

在压气机部件试验台上, 当压气机转速保持不变, 通常是利用关小节气门, 使流量下降的方法, 实现压气机的逼喘试验.

在整机试验台上发动机做逼喘试验的关键问题是转速保持不变时, 如何减少压气机的流量. 根据该型发动机的结构特征, 利用压气机扩压机匣上两个飞机引气口, 当发动机保持转速不变时, 将这两个引气口接通高压气源, 使得高压气体喷入燃烧室内, 减少压气机后气流流入燃烧室, 使流路堵塞, 压气机流量下降, 直至喘振. 这一试验方法

及其效果从未在实际试验中验证过.

2 试验装置及操作

逼喘试验装置如图 1 所示, 由高压气瓶、减压阀、压力表、电磁阀、电磁阀、压力传感器等组成.

试验前, 先将 8 个高压气瓶打开, 压力表一的指示压力值约(10. 8~ 14. 4 MPa), 然后将减压阀一打开, 压力表二的指示压力值约(1. 8~ 3. 6 MPa). 试验时, 起动发动机到慢车, 后推至设定转速, 并保持转速不变, 接通电磁阀, 然后操作电动 V 型调节球阀一的手操器, 使接入发动机的的气体压力逐步升高, 逐渐阻止压气机的高压气体流入燃烧室内, 使压气机流路阻塞, 发动机发出明显的喘振“放炮”声, 此时按下紧急停车按钮, 同时关闭电磁阀. 在发动机发生喘振后, 或者采用立即关闭电磁阀, 切断高压气源, 如发动机退喘成功, 则操作发动机至空中慢车状态, 不需将发动机进行紧急停车, 能否这样操作, 还将通过试验验证.

安装减压阀二、电动 V 型调节球阀二的目的是防止发动机试验过程中, 高压气体在经过减压阀一后还是具备很高的压力. 在试验中可通过手动开关将电动 V 型调节球阀二打开放气, 以调节达到合适的气体压力. 试验证明该处的气体压力并不太高, 所以在后阶段的试验中, 拆除了减压阀二、电动 V 型调节球阀二.

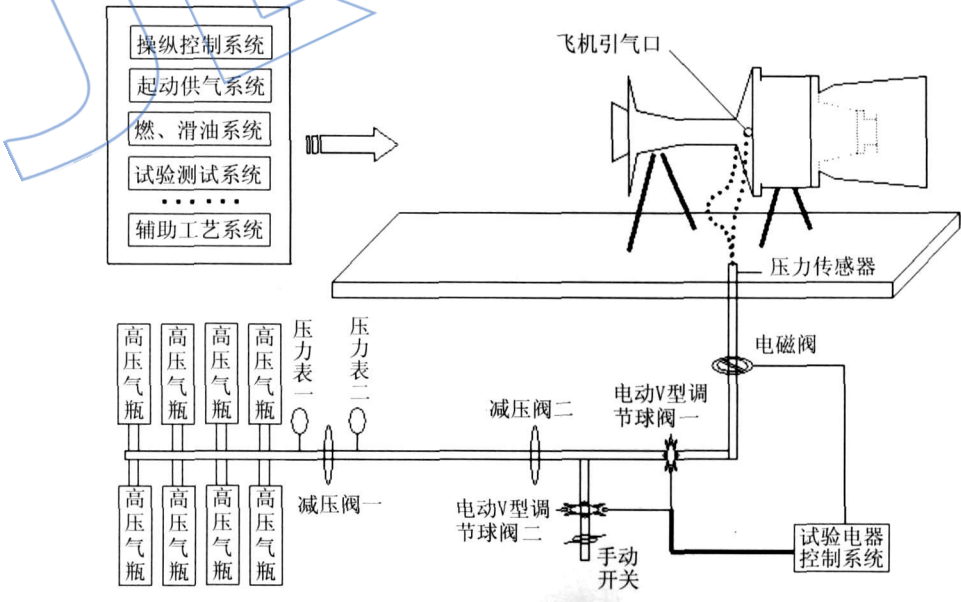


图 1 逼喘试验装置框图

Fig. 1 Surge experimentation equipment

3 核心机喘喘试验

因喘喘试验对发动机存在破坏性,先选取该型号研制中一台旧的 X1 号机的核心机(无放气活门)进行该试验方法的摸索.

3.1 测试安排

试验中,测量了进入飞机引气口前的管路气体压力.除试验台常规参数测试外,核心机参数的测试安排见表 1.为了捕捉喘振时各参数的变化特征,在接入稳态测试系统测量的同时,选取了部分测点用美国尼高力 Odyssey 动态存储示波记录仪进行实时示波记录.

表 1 核心机喘喘试验测试安排

Table 1 Test arrangement of the core engine in surge experimentation

参数名称	截面	测点数	精度要求	测量方法	备注
p_{s1}	进气道出口	4	$\pm 0.35\%$	静压	1 点动态示波
T_1	进气道防尘网	4	$\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$	铂电阻	
p_{s2}	压气机进口	3	$\pm 0.35\%$	静压	1 点动态示波
p_{t2}	压气机进口	2×3	$\pm 0.2\%$	总压梳	1 点动态示波
p_{s3}	压气机出口	1	$\pm 0.35\%$	静压	动态示波
p_{t3}	压气机出口	2×3	$\pm 0.2\%$	总压梳	1 点动态示波
T_{13}	压气机出口	1	$\pm 3\text{ }^{\circ}\text{C}$	热电偶	
T_{145}	发动机 4.5 截面 (燃烧室后)	6×2	$\pm 4\text{ }^{\circ}\text{C}$	热电偶	两点动态示波
ZD1	附件机匣	1	$\pm 5\%$	①	
ZD2~3	压气机机匣	2	$\pm 5\%$	①	
ZD4~5	涡轮机匣	2	$\pm 5\%$	①	

注: ①专用振动测试仪测量,振动总量进稳态数据采集系统.

试验过程中,实时计算出压气机进口换算流量、压气机压比,以便实时观测发动机工作点与以前试验得到的共同工作线、喘振边界线的偏移程度,给试验操作人员现场操作提供参考.

3.2 试验结果

共进行了核心机换算转速在 0.8,0.85,0.875,0.9,0.925,0.95,0.97 下的 7 次喘喘试验,各次试验均出现了明显的喘振放炮声,喘振后均采用紧急停车按钮的操作形式.图 2 为稳态测试系统录取的发动机工作曲线.

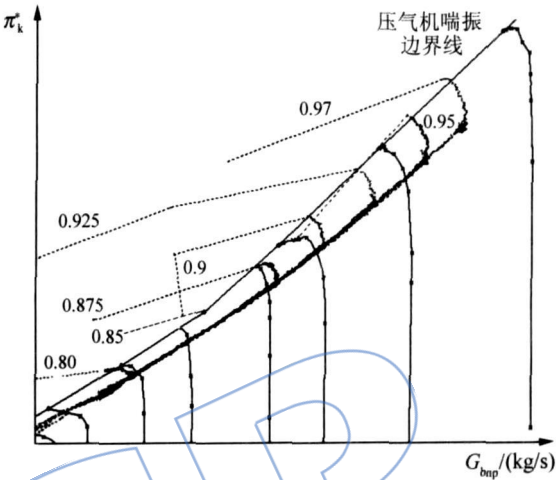


图 2 核心机喘喘试验工作曲线图
Fig. 2 Running curve of the core engine surge experimentation

图 3~ 图 5 为该核心机换算转速在 0.925,0.95,0.97 下喘喘试验时动态存储示波记录仪录取的各参数曲线图.

3.3 试验结论

核心机试验结果表明,该种试验方法在某型涡轴发动机整机上能够进行喘喘试验.图 2 中的喘振边界线为压气机部件台在压气机各等转速下喘喘录取的喘振点连接得到的.从录取的核心机喘喘工作曲线看,该核心机换算转速在 0.85,0.875,0.90,0.925 进行喘喘时,工作点基本上是在部件台录取的喘振边界线附近进入喘振状态的,在 0.80,0.95,0.97 喘喘时,喘振点相对原压气机部件得到的喘振边界线略有超出,说明喘振裕度略有改善,总之该核心机上压气机的喘振特性与压气机部件的喘振特性是基本吻合的.图 3~ 图 5 中曲线表明,在各次喘喘过程中, p_{s1} , p_{s2} , p_{t2} , p_{s3} , p_{t3} 均出现明显波动,如在 0.95 喘喘时, p_{s1} , p_{s2} , p_{s3} , p_{t2} 呈现了不同幅度的低频脉动过程.这些宝贵的发动机真实喘喘数据将在以后发动机喘振模型和防喘装置的研究中发挥极大作用.

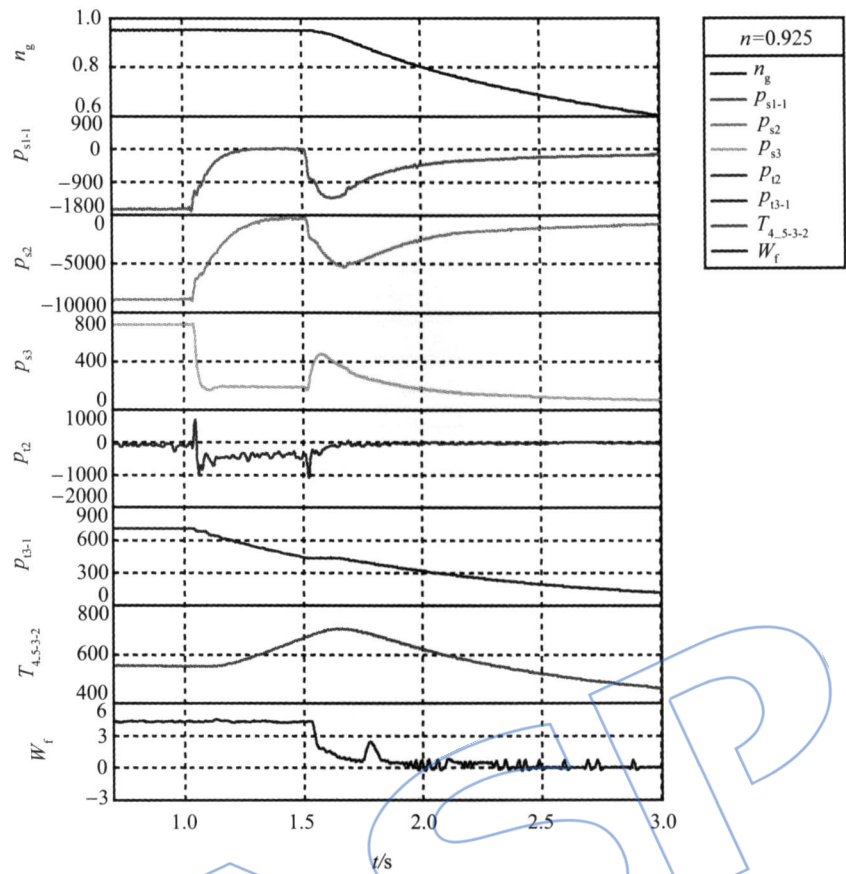


图 3 核心机换算转速在 0.925 逼喘试验参数曲线图

Fig. 3 Surge experimentation parameter curve of the core engine at $N_{eq} = 0.925$

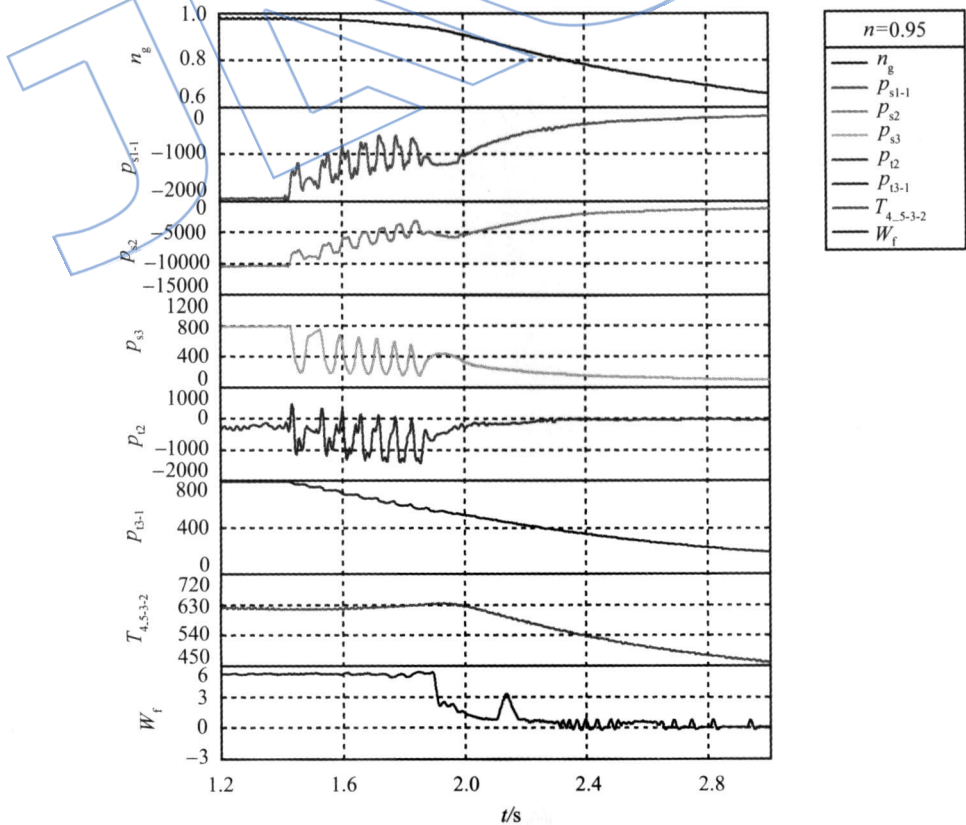


图 4 核心机换算转速在 0.95 逼喘试验参数曲线图

Fig. 4 Surge experimentation parameter curve of the core engine at $N_{eq} = 0.95$

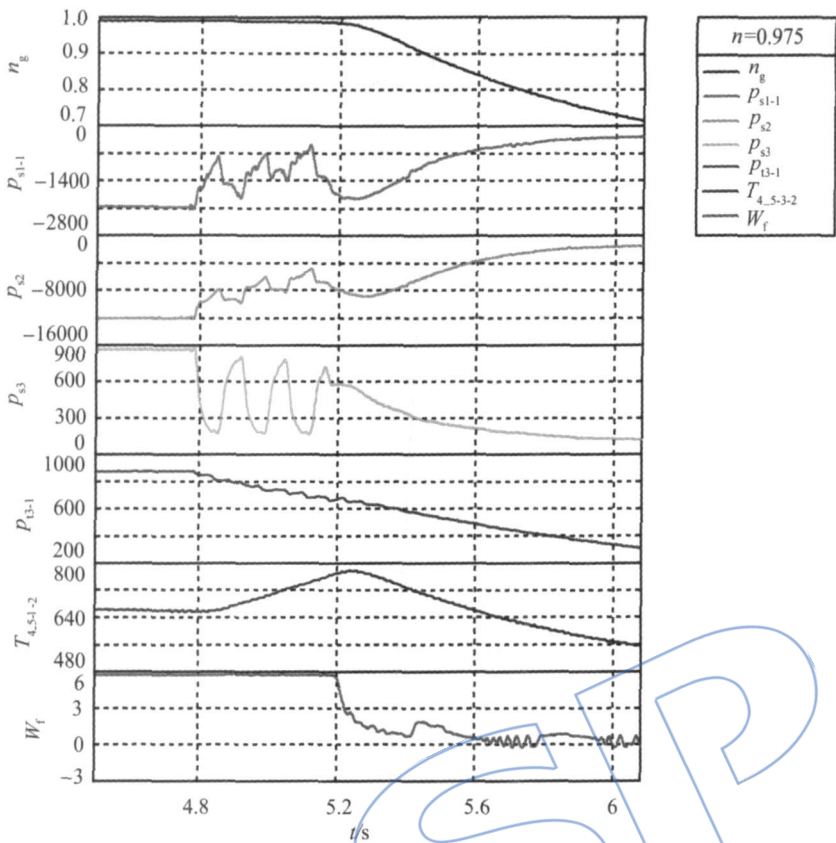


图 5 核心机换算转速在 0.97 逼喘试验参数曲线图

Fig. 5 Surge experimentation parameter curve of the core engine at $N_{eq} = 0.97$

4 整机逼喘试验

选取该型发动机现行技术状态相近的 X2 号机用于该次喘振试验研究. 动力涡轮出口布置总温、总压探针各一支. 其余测试安排与核心机相同.

4.1 低换算转速下的逼喘试验结果

发动机首先进行换算转速 0.8 下的逼喘试验, 接通的高压气源压力调高至该工作点压气机出口压力约 3.6 倍, 压气机还未出现喘振, 最终逼喘没能成功. 同等情况下, 在上面试验过的核心机上应该早已进入喘振.

X2 号机为某型涡轴发动机研制的后期产品, 在早期产品的基础上, 已经作了很多改进设计. 影响喘振边界的防喘调节措施^[3]是在轴流压气机和离心压气机中间增加了压差式的放气活门. 发动机起动前, 放气活门处于打开位置, 当转速上升到活门内外压差大于设定值时, 关闭活门; 当转速下降到活门内外压差低于设定值时, 打开活门.

此次逼喘试验, 验证了该放气活门装置在发动机整机上工作的有效性, 说明该型发动机在低的换算转速下是不容易进入喘振的.

4.2 高换算转速下的逼喘试验结果

共进行了换算转速在 0.9, 0.925, 0.95 下的逼喘试验, 各次试验均出现了明显的喘振放炮声, 但逼喘所需的高压气源压力较核心机明显低很多, 而且在同样的操作方式下, 喘振放炮声较 X1 号核心机持续的时间明显要短.

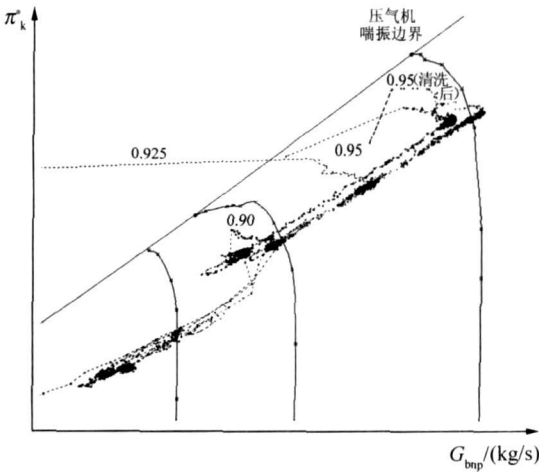


图 6 X2 号机逼喘试验工作曲线图

Fig. 6 Running curve of X2 engine surge experimentation

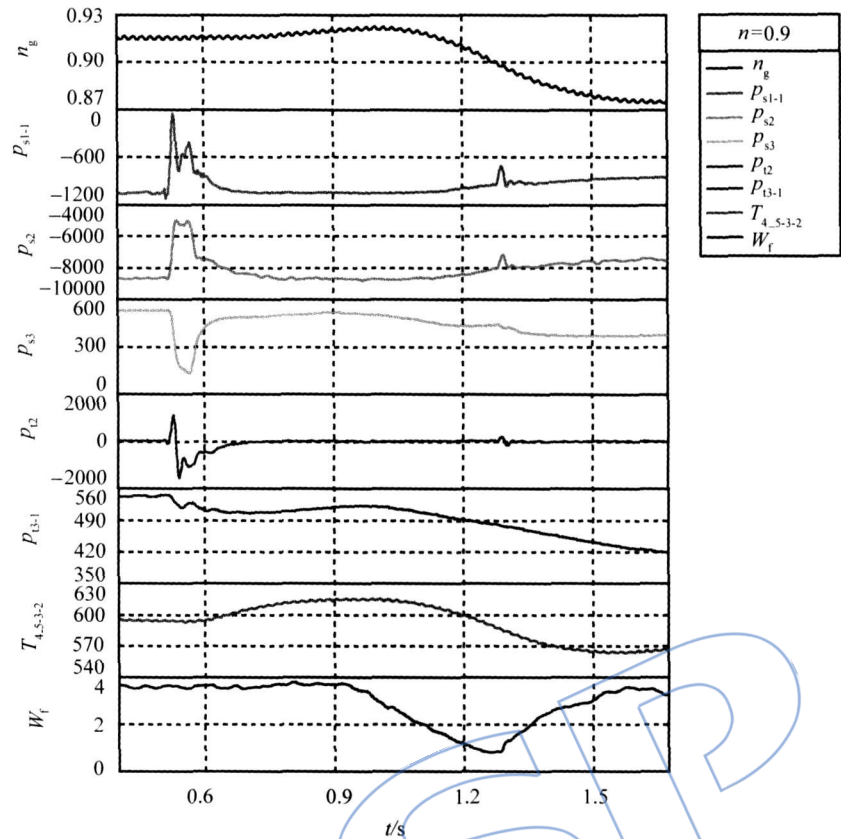


图 7 X2 号整机清洗后换算转速在 0.9 逼喘试验参数曲线图

Fig. 7 Surge experimentation parameter curve of X2 engine at $N_{eq} = 0.9$ after washing

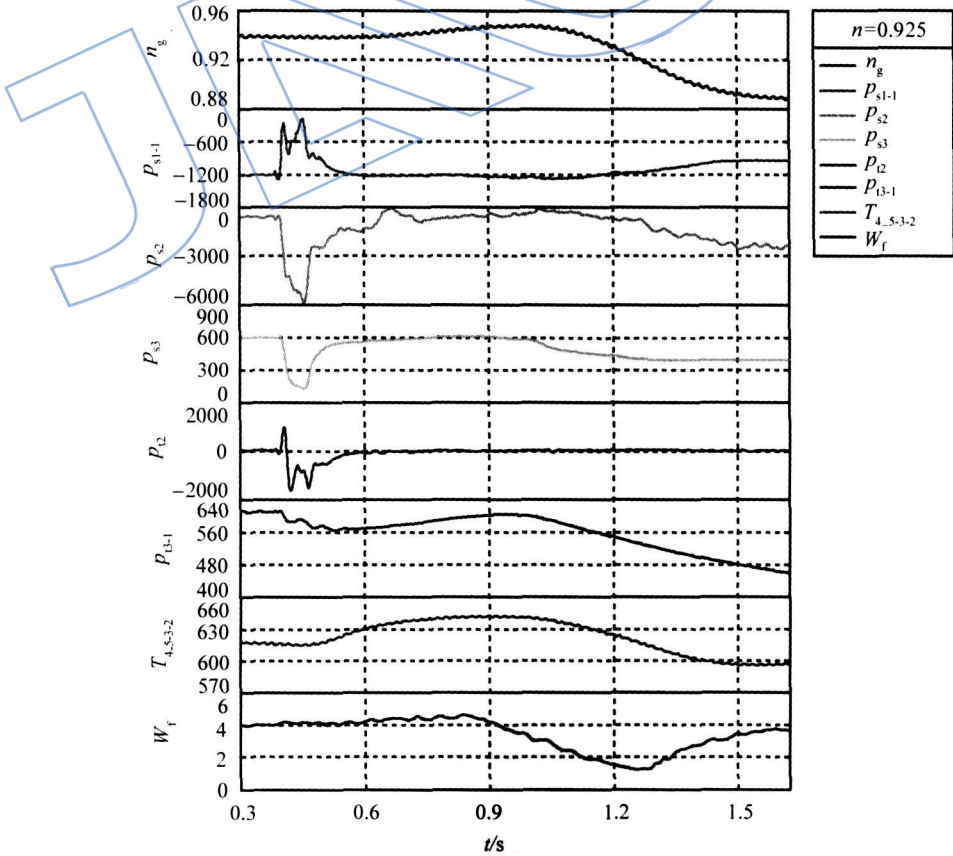


图 8 X2 号整机清洗后换算转速在 0.925 逼喘试验参数曲线图

Fig. 8 Surge experimentation parameter curve of X2 engine at $N_{eq} = 0.925$ after washing

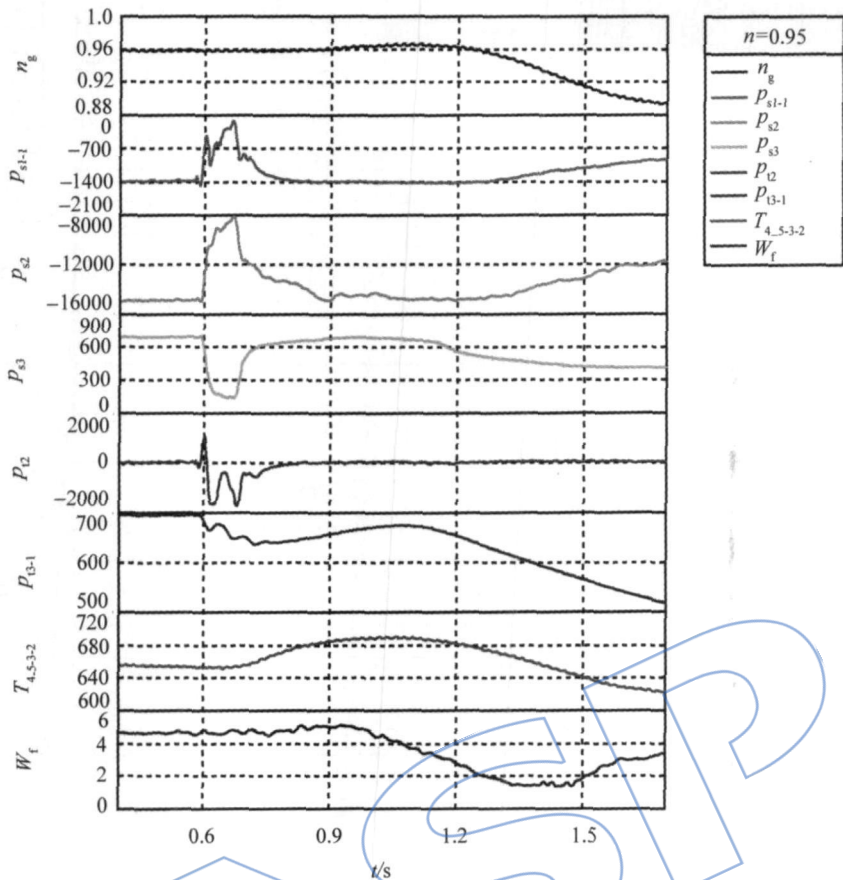


图9 X2号整机清洗后换算转速在0.95 逼喘试验参数曲线图

Fig. 9 Surge experimentation parameter curve of X2 engine at $N_{eq}=0.95$ after washing

X2 号机首次逼喘试验表明,该台整机在高换算转速下的喘振裕度是不理想的,考虑到喘振试验对发动机具有很大的破坏性,因此,决定将该台发动机按型号规范规定的清洗程序进行清洗,清洗后,进行孔探仪检查,无异常,则重新进行换算转速0.9、0.925、0.95下的逼喘试验。

4.3 清洗后 X2 号机的逼喘试验结果

试验时,首先录取慢车到最大状态各个换算转速下的性能,在判断发动机性能并未出现异常和在上述逼喘试验成功的基础上,将发动机直接推至0.9进行逼喘,喘振后,采用第二种方式,即发动机发生喘振后,立即关闭电磁阀,如发动机退喘成功,操作发动机至空中慢车状态.发动机不停车,直接上0.925按同样方式逼喘.继而再上0.95进行逼喘,结果试验成功.三次逼喘,均出现了明显的喘振放炮声,但逼喘时的高压气源压力还是比核心机试验低很多.图6为X2号机稳态测试系统逼喘试验录取的发动机工作曲线。

图7~图9为X2号整机清洗后换算转速在0.9、0.925、0.95逼喘试验时动态存储示波记录仪录取的各参数曲线图。

4.4 试验结论

X2 号整机的试验结果表明,该种试验方法在某型涡轴发动机整机高转速下能够进行逼喘试验,而在低转速下,由于压气机中间级放气活门打开,喘振边界左移,逼喘难以成功.从录取的工作曲线看,换算转速在0.90、0.925、0.95逼喘时,工作点还没到达部件试验台录取的喘振边界线就进入了喘振状态,说明该发动机整机上的压气机工作时喘振裕度是不够理想的。

5 结 论

本次整机逼喘专项试验所做的尝试性、探索性的工作取得了成功,通过一系列的试验,可得出以下结论:

1) 利用该型涡轴发动机上的两个飞机系统引气口接通高压气源,使得高压气体流入压气机后,使流路堵塞,压气机流量下降,进而形成喘振.这种方法可以用于该型发动机整机的逼喘试验,为以后该型发动机整机逼喘试验提供了方法保障。

2) 以往在该型发动机研制中,如整机出现喘

振, 必须执行紧急停车, 而紧急停车后必须执行规定的检查, 无异常发动机才能工作. 通过本次试验的大胆尝试, 证明该型发动机整机可以进行连续的逼喘、退喘、再逼喘, 大大提高逼喘试验的试验效率. 但这种试验方法对整机性能的影响还待进一步试验验证.

3) 试验得到的发动机工作曲线表明, X1 号核心机的压气机喘振边界线与压气机部件的喘振边界线基本吻合, 但 X2 号整机的压气机喘振裕度比压气机部件的喘振裕度差很多. 为了探索其原因, 后续需展开系列对比逼喘试验来验证各种因素(如导叶角度调整等)对喘振边界线的影响. 在刚完成的发动机整机专项吞水试验中, 发现放气活门在高转速下并未完全关闭, 存在较严重的泄露, 这一因素必然影响压气机的喘振特性. 泄露对喘振特性影响的定量分析及其他因素对喘振特性的影响将在以后的系列试验中得出结论.

此外, 在以后的工作中, 准备进行不同逼喘试

验方法的比较研究, 如燃油阶跃逼喘试验方法^[4]. 可以肯定, 在该型涡轴发动机今后的研制中, 逼喘专项试验必将发挥其重要作用.

参考文献:

[1] 冯国全, 朱梓根. 航空发动机喘振引起转子系统横向载荷的确定方法[J]. 航空发动机, 2002, 3: 13-17.
FENG Guoquan, ZHU Ziliang. A computational method for surge cauted transverse load in engine rotor[J]. A er engine, 2002, 3: 13-17(in Chinese)
[2] 彭泽琰, 刘刚. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
[3] 张志舒, 李咏凡, 陈金国. 某型发动机台架试车喘振故障分析[J]. 航空发动机, 2003, 9(2): 21-24.
ZHANG Zhishu, LI Yongfan, CHEN Jinguo. Analysis of tapical turbofan engine surge in ground bed test [J]. Aer engine, 2003, 9(2): 21-24. (in Chinese)
[4] 邹龙政. 某型发动机整机燃油阶跃喘振试验研究[J]. 航空与航天, 2001, (1): 6-7.