

# 航空发动机消喘措施试验验证

崔金辉<sup>1</sup>, 韩鹏江<sup>2</sup>

(1. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 2. 中国人民解放军 93156 部队, 沈阳 110031)

**摘要:**为明确燃烧室短时切油、关小压气机可调静子叶片(VSV)角度和放大喷口喉部面积等消喘措施对发动机消喘功能的影响,依托某型变几何混排涡扇发动机制定了试验方案,开展了消喘措施专项验证试验,分别得到了消喘失败和消喘成功时的切油深度、VSV 角度瞬时关小量和喷口喉部面积瞬时放大量,并从理论上对试验现象做了解释。结果表明:试验结果与理论分析相一致,证明试验结果是可靠的;试验结果能够为消喘系统的设计提供参考,在设计消喘系统时,消喘措施的具体调整量需通过试验手段确定;适当增大切油深度、增加喷口喉部面积瞬时放大量、增加 VSV 角度瞬时关小量,有利于发动机消喘;加快 VSV 和喷口等几何可调特征部件的响应速度,有利于发动机快速退出喘振。

**关键词:**消喘;切油;可调静子叶片;喷口喉部面积;试验验证;航空发动机

中图分类号: V233.95

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2022.05.004

## Experimental Verification of Surge Suppression Actions for Aeroengine

CUI Jin-hui<sup>1</sup>, HAN Peng-jiang<sup>2</sup>

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China; 2. Chinese People's Liberation Army Unit 93156, Shenyang 110031, China)

**Abstract:** In order to determine the impact of surge suppression actions such as combustor short-duration throttle-down, closing compressor variable stator vane (VSV) and enlarging nozzle throat area, a test plan was developed for a variable geometry mixed exhaust turbofan engine, and a dedicated surge suppression actions verification test was carried out. The fuel cutoff depth, instantaneous amount of VSV closing and instantaneous nozzle throat area increment were obtained when surge suppression failed and succeeded, respectively, the test phenomenon was theoretically explained. The test results are consistent with the theoretical analysis, which proves that the test results are reliable. The test results can provide reference for the design of a surge suppression system, however, the specific adjustment amount of the surge suppression actions should be determined experimentally. Proper increase of fuel cutoff depth, instantaneous nozzle throat area increment and instantaneous amount of VSV closing are beneficial to surge suppression. Faster actuation of variable geometry such as VSV and nozzle is helpful for the engine to rapidly recover from the surge.

**Key words:** surge eliminating; fuel cutoff; variable stator vane (VSV); nozzle throat area; experimental verification; aeroengine

## 0 引言

喘振是航空发动机使用过程中的常见问题,一般是发动机在遭遇外界特殊条件(如进气畸变<sup>[1-3]</sup>、武器发射<sup>[4-5]</sup>)或自身控制规律偏离设计值时(如加速供油量过大<sup>[6]</sup>、喷口控制规律异常<sup>[7]</sup>)喘振裕度不足造成的,根本原因是气流攻角过大使得气流在叶片叶背处发生分离<sup>[8]</sup>,严重时会造成发动机失控、推力减小、部件损伤、机械振动和热端超温等<sup>[9-10]</sup>。鉴于此,目前已

经开展大量扩稳工作改善发动机的喘振裕度,如机匣扩稳理论与计算方法研究<sup>[11-13]</sup>、机匣扩稳措施的地面与飞行试验验证<sup>[14-16]</sup>、轴流压气机变几何扩稳多目标优化分析<sup>[17-19]</sup>、燃气涡轮发动机扩稳措施中变几何原理数值模拟研究<sup>[20-21]</sup>、变几何调节规律扩稳研究<sup>[22-23]</sup>、进气道可调斜板措施扩稳研究<sup>[24]</sup>等,但由于发动机在全包线范围内工作条件复杂、工作环境多变,在实际使用中仍然会频繁发生喘振,要求发动机能够在最短的时间内退喘,因此对消喘措施的研究十分必要。

收稿日期: 2020-03-02 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 崔金辉(1987),男,硕士,工程师,从事航空发动机总体性能设计工作;E-mail: cjh66hero@163.com。

引用格式: 崔金辉,韩鹏江. 航空发动机消喘措施试验验证[J]. 航空发动机, 2022, 48(5): 58-64. CUI Jinhui, HAN Pengjiang. Experimental verification of surge suppression actions for aeroengine[J]. Aeroengine, 2022, 48(5): 58-64.

常见的消喘措施主要包括燃烧室短时切油、可调静子叶片(variable stator vane, VSV)偏角调整、喷管喉部面积放大、机匣处理及优化、主动间隙控制、进气道斜板重调等。消喘措施在控制系统上的最终贯彻离不开台架试验的验证,单纯靠数值仿真验证是不够的,但文献资料表明,对消喘措施的专项试验验证工作相对较少。张绍基等<sup>[6]</sup>利用改进的消喘控制系统进行了发动机地面台架插板逼喘试验,验证了消喘系统功能的有效性和可靠性;余丽平等<sup>[25]</sup>在某涡扇发动机地面台架试验中,开展消喘系统信号逻辑、控制时序和功能的专项试验验证;Schobeiri 等<sup>[26]</sup>通过试验研究了调整静子叶片角度 VSV 进行消喘的主动控制方法;刘世官等<sup>[27]</sup>借助于飞行试验完成了某消喘控制系统优化设计方案的可靠性、实时性和适应性验证。上述试验工作主要完成了消喘系统的功能性验证,而大多数关于消喘的研究集中在消喘控制系统的仿真研究上<sup>[28-30]</sup>,少数文献介绍了消喘系统设计思想<sup>[31]</sup>、控制策略的优化<sup>[32]</sup>和装机后产品层面上的可靠性验证<sup>[33]</sup>,上述研究虽然未涉及消喘措施的专项试验验证,但在推动消喘控制系统的发展和可靠性改善方面具有积极的意义。

为明确不同消喘措施对发动机消喘功能的影响,以某型发动机为试验对象,开展了消喘措施专项验证试验。

### 1 消喘控制系统的组成和原理

航空发动机消喘控制系统,主要包括感知发动机喘振信号的传感器、处理喘振信号并发出消喘指令的消喘控制部分、接收消喘指令后执行消喘动作的执行机构等3大部分,如图1所示。本文研究的消喘措

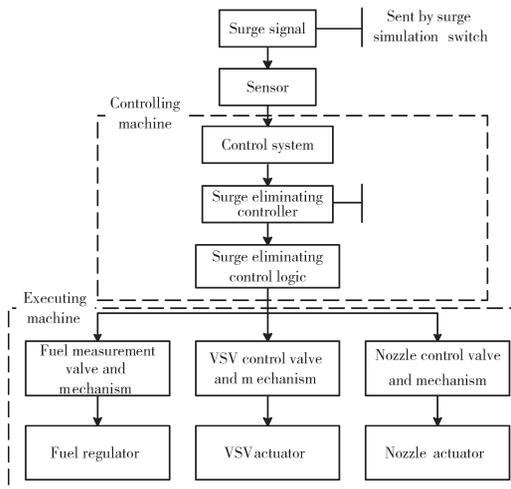


图1 消喘控制系统

施主要涉及到燃油供油、VSV 角度和喷口控制,因此图中的执行机构仅列出了相应的3种。

喘振信号由操作人员按压试车台架“喘振模拟”开关发出,以模拟发动机在实际使用过程中遭遇喘振时控制器接收到的喘振信号。喘振信号传递给控制系统的消喘控制模块(发动机并未真正进喘,只是1个假信号,激发控制器的消喘功能),由消喘控制器发出消喘指令,最后由执行机构完成消喘动作。控制器工作原理<sup>[6]</sup>如图2所示。

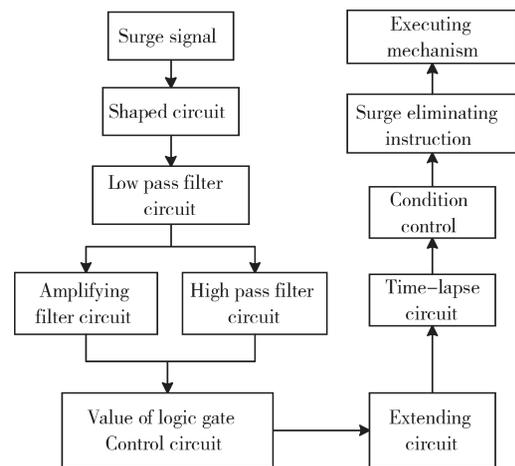


图2 消喘控制器工作原理

### 2 消喘过程参数说明

控制系统接收到喘振信号后,执行消喘指令,按设定的逻辑实现对燃油、VSV 角度和喷口的精确调节。在消喘的过程中各参数的变化如图3所示(图中参数已无量纲化,即将每个参数与发动机中间状态对应的该参数相除得到百分比),喘振信号给出后(持续0.5 s,持续时间可在软件中进行设定),由于切油的原因,涡轮剩余功短时下降,导致转速  $n_H$ 、推力  $F$ 、排气温度  $T_6$  和压气机出口压力  $P_3$  随之下降,同时关小 VSV 角度并放大喷口喉部直径  $D_8$ 。待消喘成功喘振信号消失后,各个参数逐渐恢复到喘振信号给出之前的水平。从数据看,在消喘过程中,推力和转速等发动机性能参数均出现了短时下降,对发动机整机稳定性和性能的发 挥产生不利影响,若推力下降较大,会使飞机产生侧偏或脉动,因此消喘时间要尽可能短,尽快恢复喘振前

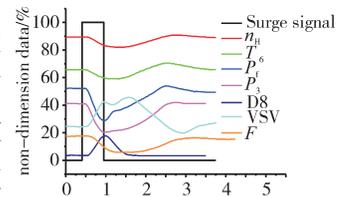


图3 在消喘的过程中各参数的变化

的性能,这要求控制系统内部延迟时间短,执行机构响应速度快。

### 3 试验方案

验证试验共进行4次,每次试验都会进行多次消喘检查,通过调整控制逻辑或改变控制规律,达到相应的试验目的。

在第1次试验时,通过参数标定、逻辑控制和控制规律的调整,使消喘系统能够成功消除喘振,对应的供油切油深度、VSV角度瞬时关小量、喷口喉部面积瞬时放大量记为基准规律;第2次试验在第1次试验基础上仅改变切油控制逻辑,其它控制规律不变,使喘振信号给出后的供油切油深度逐渐减小,直到无法消除喘振为止;第3次试验在第1次试验基础上仅改变VSV角度控制逻辑,其它控制规律不变,使喘振信号给出后的VSV角度瞬时关小量逐渐减小,直到无法消除喘振为止;第4次试验在第1次试车基础上仅改变喷口控制逻辑,其它控制规律不变,使喘振信号给出后的喷口喉部面积瞬时放大量逐渐减小,直到无法消除喘振为止。

在试验过程中,为保证不出现损坏发动机的现象,当喘振无法消除时,认为本次试验结束,可将油门杆拉回到慢车状态,若慢车状态喘振仍未退出,可直接拉停发动机。

### 4 试验结果分析

第1次试验主要是确定消喘成功时的基准规律,后续的3次试验分别验证切油深度、VSV角度关小量和喷口喉部面积放大量对消喘的影响,根据试验现象对试验结果做了分析和说明,并借助压缩部件特性图解释了产生相关现象的原因。本文设定喘振信号给出前的无量纲化相对换算转速  $n_{H1}=90\%$ 。

#### 4.1 切油深度对消喘的影响

第2次试验主要验证切油深度对消喘的影响,仅通过采取逐渐减小切油深度的措施进行单项验证,切油深度每减小一次,消喘检查便进行一次。在试验中,切油深度单次调整量为0.05 MPa,本次试验中最后一次检查消喘即消喘失败(喘振未退出)时对应的切油深度对比如图4所示。图中同时给出了第1次试验消喘成功时的切油规律(作为切油基准规律)作为对比。对应的切油时序对比如图5所示。从图中可

见,切油初始时刻转速为90%,切油终止时刻转速为86%~87%,当无法退喘时,油门杆在转速为86%以下拉杆降低状态,待喘振消除后再推杆回复到进喘前的状态。

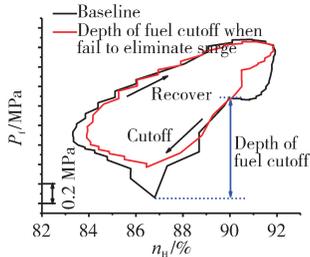


图4 切油深度对比

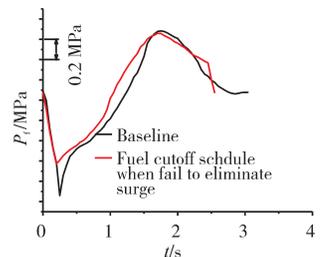


图5 切油时序对比

试验结果表明,当切油深度从基准值减小到图中红色线对应的切油深度时(减小幅度约为0.3 MPa),发动机无法退出喘振,只有当切油曲线低于红色线时发动机才能退喘,说明红色线是该发动机的切油边界。即对于该发动机来说,当切油后供油曲线高于红色线时,切油深度小,燃烧室供油相对较多,压气机剩余裕度改善程度小,无法保证发动机退出喘振。说明切油深度是影响发动机消喘的主要原因之一。

从压气机特性图上解释切油深度对剩余裕度的影响。根据发动机原理,燃烧室出口温度  $T_4$  越高,工作线越靠近喘振边界;  $T_4$  越低,工作线离喘振边界越远<sup>[34]</sup>。  $T_4$  变化对共同工作线的影响如图6所示。因此,当切油程度越深、供油量越少时,  $T_4$  降低越快,工作点离喘振边界的距离越远,压气机裕度改善量增加,发动机更容易退出喘振;反之,切油深度越浅(或油多),发动机则越不容易退喘。

但由于试车时无法测量压气机进口换算流量,因此无法准确画出特性图上工作点的变化,可以借助于压比和换算转速的关系曲线(如图7所示)代替压气机特性图,定性地描述切油时工作点的变化,稳态工作线是发动机稳态性能录取时所得到的。切油过程

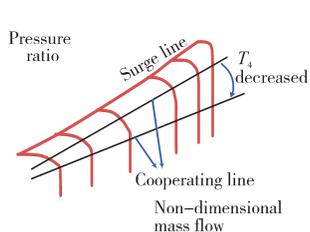


图6  $T_4$ 变化对共同工作线的影响

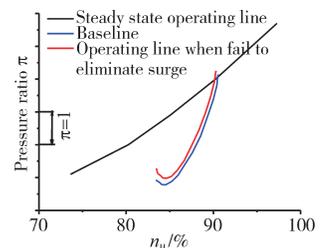


图7 压比和换算转速的关系

是 1 个短时减速过程,减速时工作线位于稳态工作线以下,从图中可见,相对于第 1 次试验(蓝色线),本次试验消喘失败时切油深度不足,对应的红色线向左上方移动,即更加靠近喘振边界,说明剩余裕度相对第 1 次试验有所减小。

为进一步解释切油深度对剩余裕度的影响,从压气机气动性能变化的角度进行了理论分析。压气机转子基元级速度三角形如图 8 为所示。图中  $u$  为转子圆周速度,与发动机转速成正比; $w$  为来流相对速度; $c$  为绝对速度。当切油时,涡轮前温度降低,引起涡轮做功减小,发动机转速减小,即转子圆周速度  $u$  减小,从速度三角形上看,相对速度  $w$  随之减小,致使来流相对速度与圆周速度  $u$  的夹角变大,因此攻角减小、叶背表面气流分离减弱,从而改善了喘振裕度。

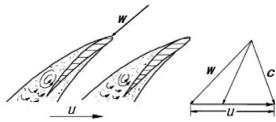


图 8 速度三角形

#### 4.2 VSV 角度瞬时关小量对消喘的影响

第 3 次试验主要验证 VSV 角度瞬时关小量对消喘的影响,仅通过采取逐渐减小 VSV 角度瞬时关小量的措施进行单项验证,关小量每减小一次,消喘检查便进行一次,试验中 VSV 控制规律单次调整量为  $0.2^\circ \sim 0.3^\circ$ 。本次试验中最后一次检查消喘即消喘失败(喘振未退出)时对应的 VSV 角度瞬时关闭曲线对比如图 9 所示。图中 VSV 数值上变大表示关小角度, VSV 变小表示开角度;给出了第 1 次试验消喘成功时的 VSV 角度变化规律(作为基准 VSV 规律)作为对比。从图中可见,本次试验大部分转速段对应的 VSV 角度较基准规律偏开。VSV 角度动作起始时刻转速为 90%,动作终止时刻转速为 86%~87%,当无法退喘时,油门杆在 86% 转速以下拉杆降低状态,待喘振消除后再推杆回复到进喘前的状态。

试验结果表明,当 VSV 角度瞬时关小量曲线处于或低于图中红色线时,发动机无法退出喘振;当 VSV 关小曲线高于红色线时,发动机可以退出喘振。即对于该发动机来说,当 VSV 角度按照图中的基准规律(黑色线)关小时,压气机剩余裕度可以保证发动机退喘,但当 VSV 角度按照第 3 次试验的红色规律线关小时,由于瞬时关小量不够,压气机剩余裕度较小,控制系统无法完成消喘(例如在转速为 87% 时 VSV 角度相对于第 1 次试验的基准规律偏开约  $1.6^\circ$ )。

VSV 角度响应时序如图 10 所示。本次试验 VSV 角度整体上响应时间长,关小到最大刻度时比基准规律慢了约 0.06 s。以上分析说明 VSV 角度瞬时关小量及响应速度快慢是发动机能否及时退喘的关键因素。

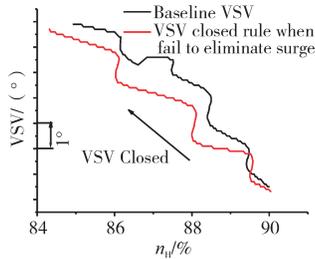


图 9 VSV 角度瞬时关闭曲线对比

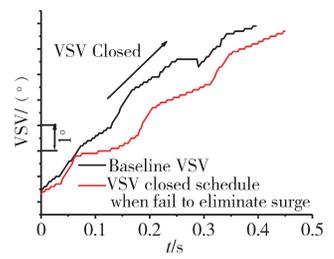


图 10 VSV 角度响应时序

VSV 角度可以改变压气机进气流量和气流方向,改善绝对流动和转叶相对流动角度间的不匹配,从而消除气流和转子叶片之间的分离现象,使压气机级间流动达到最佳状态,达到改善裕度的目的<sup>[9]</sup>。VSV 开关角度对压气机特性的影响如图 11 所示。图中实线表示偏关角度特性,虚线表示偏开角度特性。从图中可见,当 VSV 角度偏关时,压气机的喘振边界向左上方移动,剩余裕度随之变大;当角度偏开时,喘振边界向右下方移动,剩余裕度变小。因此,控制系统在执行消喘操作时, VSV 需迅速关小一定的角度(响应时间要快),才能保证剩余裕度满足发动机退喘需求。

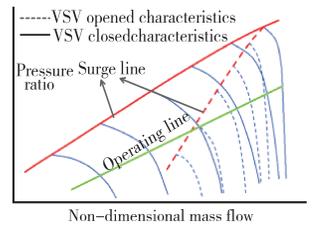


图 11 VSV 开关角度对压气机特性的影响

同样地,借助于速度三角形进一步分析关小 VSV 角度对压气机气动特性和剩余裕度的影响。攻角为叶片前缘进口几何角与进气角之差,当关小 VSV 角度时,进口几何角减小而进气角不变,所以攻角减小,叶背表面气流分离减弱,从而改善了喘振裕度。同理,当打开 VSV 角度时,攻角增大,气流分离加强,喘振裕度降低。

#### 4.3 喷口喉部面积放大量对消喘的影响

第 4 次试验主要验证喷口喉部面积瞬时放大量对消喘的影响,放大量每减小一次,消喘检查便进行一次,试验中喷口直径单次调整量为  $0.2 \sim 0.3$  个刻度(刻度与直径的对应关系在试验前的标定中已确定,

本次试验中,1个刻度约为直径的2.5%)。本次试验中最后一次检查消喘即消喘失败(喘振未退出)对应的喷管喉部直径 $D_8$ 随转速 $n_H$ 的变化如图12所示。图中给出了第1次试验消喘成功时的 $D_8$ 变化规律(作为 $D_8$ 变化基准规律)作为对比。 $D_8$ 放大动作起始时刻转速为90%,动作终止时刻转速为86%~87%,当无法退喘时,油门杆在86%转速以下拉杆降低状态,待喘振消除后再推杆回复到进喘前的状态。

试验结果表明,当喷管喉部面积放大量降低到本次试验中给定的5.6个刻度时(图中红色线),发动机无法退出喘振;当喉部面积放大量大于5.6个刻度时(例如黑色线放大量为6.4个刻度),发动机可以退出喘振。喷管喉部直径 $D_8$ 随时间变化的时序如图13所示。从图中可见,在喉部放大过程中,当喉部直径达到同一刻度时,本次试验所需时间更长,喷管动作响应时间长不利于发动机的及时退喘。以上分析说明喷口喉部面积瞬时放大量和喷口响应速度是决定发动机退喘的关键因素。

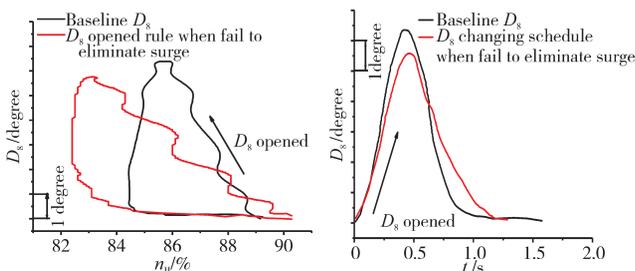
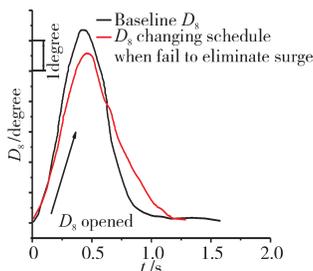
图12  $D_8$ 与 $n_H$ 变化关系

图13 喷口喉部变化时序

研究表明,喷管喉部面积对发动机压缩部件剩余裕度的改善有重要影响<sup>[35-37]</sup>,喉部面积主要影响特性图上共同工作线的位置(如图14所示),对风扇工作线的影响更大。喉部面积放开量越大,风扇和压气机共同工作线越远离喘振边界,剩余裕度越大,发动机更容易退喘;放开量越小,剩余裕度越小,退喘的成功率会降低。这是因为当 $D_8$ 增大时,涡轮落压比和涡轮功增大,破坏了原来工作点上的功平衡,根据功平衡的约束条件,要获得新的平衡须降低涡轮前进气温度,在等换算转速线上,降低涡轮前进气温度对应着工作线下移。同

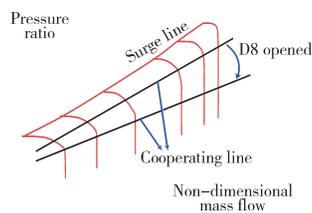


图14 喉部面积变化对压缩部件共同工作线的影响

理,若 $D_8$ 减小则共同工作线上移。

同样地,借助于速度三角形进一步分析放大喷口对压气机气动特性和剩余裕度的影响。进气流绝对速度的轴向分量反映了流量的大小,当放大喷口后,发动机进气流量增加,气流绝对速度的轴向分量增大,而圆周速度不变,从速度三角形上看,气流进气角增大,所以攻角减小,叶背表面气流分离减弱,改善了喘振裕度;同理,当收小喷口时,攻角增大,气流分离加强,喘振裕度降低。

## 5 结论

(1) 试验验证了供油切油深度、VSV角度和喷口喉部面积瞬时变化量对消喘的影响,摸清了发动机无法退喘时对应的控制规律“边界”,为后续控制器参数的调整提供了依据,也为设计消喘系统提供了试验方法;

(2) 在允许范围内,适当增大切油深度、增加喷口喉部面积瞬时放大量、增加VSV角度瞬时关小量,可改善发动机喘振裕度,有利于发动机消喘;

(3) 加快几何可调特征部件(如VSV、喷口)的响应速度,缩短响应时间,有利于发动机快速消喘。

受试验客观条件限制,本次试验仅对文中提到的3项措施进行了单项验证和分析,未对其它消喘措施如开启级间放气活门、重调发动机进气道、优化功率提取、主动间隙控制等进行验证,后续可借助科研阶段试验完成其它消喘措施的试验验证,为消喘系统的优化设计提供技术支撑。

### 参考文献:

- [1] 李志平,王孟琦. 进气畸变下航空发动机失速/喘振适航审定方法[J]. 航空学报,2015,36(9):2947-2957.  
LI Zhiping, WANG Mengqi. Airworthiness certification method for aeroengine on stall and surge with inlet distortion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(9):2947-2957.(in Chinese)
- [2] 蔡元虎,王鹏,王占学,等. 进气畸变对发动机压缩部件气动稳定性的影响[J]. 推进技术,2006,27(3):257-261.  
CAI Yuanhu, WANG Peng, WANG Zhanxue, et al. Effect of pressure and temperature distortion on turbine engine stability[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3):257-261.(in Chinese)
- [3] 张绍基. 航空发动机进口温度畸变参数和防喘控制系统设计[J]. 推进技术,2006,27(1):15-19.  
ZHANG Shaoji. Research on the heat distortion parameters and the design for engine surge control systems[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1):15-19.(in Chinese)
- [4] 张晓博,王占学,蔡元虎. 机载武器发射对航空发动机的影响[J].

- 航空计算技术,2013,43(2):6-11.
- ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu. Influence for aeroengine with airborne weapon launching[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(2):6-11. (in Chinese)
- [5] Hah C, Rabe D C, Sullivan T J, et al. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor[J]. ASME J Turbomach, 1998, 120(1): 233-246.
- [6] 张绍基, 刘世官. 航空发动机消喘控制系统设计与试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1):204-210.
- ZHANG Shaoji, LIU Shiguan. Research on the surge elimination control system design and test for aeroengines[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1):204-210. (in Chinese)
- [7] 王磊, 王靖宇, 于华锋, 等. 发动机加力喘振故障原因仿真分析[J]. 航空计算技术, 2017, 47(2):72-75.
- WANG Lei, WANG Jingyu, YU Huafeng, et al. Simulation and analysis of cause for augmented engine surge[J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 47(2):72-75. (in Chinese)
- [8] 朱之丽, 陈敏, 唐海龙, 等. 航空燃气涡轮发动机工作原理及性能[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014:31.
- ZHU Zhili, CHEN Min, TANG Hailong, et al. Working principle and performance of aircraft gas turbine engines[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014:31. (in Chinese)
- [9] 桂幸民, 滕金芳, 刘宝杰, 等. 航空压气机气动热力学理论与应用[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014:170.
- GUI Xingmin, TENG Jinfang, LIU Baojie, et al. Compressor aerothermodynamics and its application in aircraft engines [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014:170. (in Chinese)
- [10] 熊珊, 孙大坤, 所秋玲, 等. 进气畸变条件下新型机匣处理扩稳效果实验研究[J]. 航空学报, 2013, 34(12):2692-2700.
- XIONG Shan, SUN Dakun, SUO Qiuling, et al. Experimental investigation of novel casing treatment on stall margin enhancement under inlet distortion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(12):2692-2700. (in Chinese)
- [11] Hathaway M D. Self-recirculating casing treatment concept for enhanced compressor performance[R]. NASA-2002-211569.
- [12] 吴艳辉, 张皓光, 楚武利, 等. 双级跨声风扇双段轴向缝式机匣扩稳机理分析[J]. 推进技术, 2010, 32(2):181-186.
- WU Yanhui, ZHANG Haoguang, CHU Wuli, et al. Mechanism of stall margin improvement of two stages transonic fan with two-port axial slot casing treatment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 32(2):181-186. (in Chinese)
- [13] Osborn W M. Effect of several porous casing treatment on stall limit and overall performance of an axial-flow compressor rotor[R]. NASA-1971-6537.
- [14] Bailey E E. Effect of grooved casing treatment on the flow range capability of a single-state axial-flow compressor[R]. NASA-1972-2459.
- [15] 夏钦斌, 王如根, 李勇, 等. 低雷诺数下跨声速转子周向槽处理机匣扩稳研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(2):189-193.
- XIA Qinbin, WANG Rugen, LI Yong, et al. The effects of a transonic compressor rotor with circumferential grooves casing treatment at low Reynolds number[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(2):189-193. (in Chinese)
- [16] 申世才, 郝晓乐, 贾一哲. 高空超声速涡扇发动机喘振特征及扩稳措施的飞行试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(3):7-10.
- SHEN Shicai, HAO Xiaole, JIA Yizhe. Flight test of surge characteristic and measures to enlarge the engine surge margin on a high-altitude supersonic turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(3):7-10. (in Chinese)
- [17] 吴虎. 多级轴流压气机变几何扩稳多目标优化分析[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(12):2363-2366.
- WU Hu. Numerical optimization of a stator vane setting for enlarging aerodynamic stability margin in multistage axial-flow compressors using multi-objective genetic algorithms[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(12):2363-2366. (in Chinese)
- [18] Sun J, Elder R L. Numerical optimization of a stator vane setting in multistage axial-flow compressors[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 1998, 212(3):247-259.
- [19] Orkisz M, Slawomir. Modeling of turbine engine axial-flow compressor and turbine characteristics[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 16(2):336-339.
- [20] Roy-Aikins J. Considerations for the use of variable geometry in gas turbine[R]. ASME 1990-GT-271.
- [21] Southwick R D. A stage-stacking simulation of axial flow compressor with variable geometry[R]. NASA-1974-1344552.
- [22] 吴虎, 廉小纯, 沈韶瀛. 某型加力涡扇发动机变几何扩稳优化模拟[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4):390-393.
- WU Hu, LIAN Xiaochun, SHEN Shaoying. A Study of enlarging surge margin and optimization of variable geometry for afterburning turbofan engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4):390-393. (in Chinese)
- [23] 张健, 任铭林. 静叶角度调节对压气机性能影响的试验研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(1):27-30.
- ZHANG Jian, REN Minglin. Experimental investigation on effect of stator vane angle adjustment on compressor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1):27-30. (in Chinese)
- [24] 史建邦, 申世才, 于芳芳, 等. 飞机可调斜板式进气道板位突变特性研究[J]. 科学技术与工程, 2012, 12(1):85-88.
- SHI Jianbang, SHEN Shicai, YU Fangfang, et al. Investigation on of adjustable ramp inlet position mutation characteristics of a fighter [J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(1):85-88. (in Chinese)
- [25] 余丽平, 柴小亮, 王辉荔, 等. 某型涡扇发动机防喘/消喘控制系统研究[C]/第三届中国航空科学技术大会论文集. 北京: 中国航空

- 学会, 2017: 238-241.
- YU Liping, CHAI Xiaoliang, WANG Huili, et al. Investigation on a turbofan engine anti-surge/surge eliminating control system[C]// Proceedings of the third China Aviation Science and Technology Conference. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2017: 238-241. (in Chinese)
- [26] Schobeiri M T. Active aerodynamic control of multi-stage axial compressor instability and surge by dynamically adjusting the stator blades[R]. ASME 2001-GT-479.
- [27] 刘世官, 张绍基, 薛秀生, 等. 涡扇发动机消喘系统设计与试验研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(1): 30-35.
- LIU Shiguan, ZHANG Shaoji, XUE Xiusheng, et al. Design and experimental investigation of anti-surge system for turbofan engine[J]. Aeroengine, 2011, 37(1): 30-35. (in Chinese)
- [28] 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)
- [29] 吴虎, 东秋生. 某发动机压缩系统喘振与消喘控制的模拟分析[J]. 推进技术, 2002, 23(3): 216-218.
- WU Hu, DONG Qiusheng. Modeling surge and recovery of the axial compression system in a turbine engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3): 216-218. (in Chinese)
- [30] 李伟, 李军. 消喘调节系统工作时发动机工作过程数值仿真[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 162-165.
- LI Wei, LI Jun. Numerical simulation of working process in turbofan engine on getting surge elimination system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 162-165. (in Chinese)
- [31] 秦海波, 孙健国. 某型发动机防喘/消喘控制系统分析研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 201-206.
- QIN Haibo, SUN Jianguo. Investigation on aircraft engine anti-surge/surge eliminating control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 201-206. (in Chinese)
- [32] Williams J E, Graham W R. An engine demonstration of active surge control[R]. ASME 1990-GT-224.
- [33] 屈霖云, 马明明, 王小峰, 等. 某型发动机喘振特征分析及消喘系统验证试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1291-1296.
- QU Jiyun, MA Mingming, WANG Xiaofeng, et al. Investigation of surge characteristics and surge eliminating system verification based on a certain engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1291-1296. (in Chinese)
- [34] 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: 184-185.
- LIAN Xiaochun, WU Hu. Aeroengine theory[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 184-185. (in Chinese)
- [35] 严伟, 胡骏, 杨帆, 等. 涡扇发动机动态过失速数值模拟[J]. 推进技术, 2017, 38(1): 40-46.
- YAN Wei, HU Jun, YANG Fan, et al. Numerical simulation of post-stall transients in turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(1): 40-46. (in Chinese)
- [36] 陈雷, 潘若痴, 杨琳, 等. 变循环发动机模式转换对压缩部件的影响[J]. 航空发动机, 2021, 47(2): 22-27. (in Chinese)
- CHEN Lei, PAN Ruochi, YANG Lin, et al. Influence of variable cycle engine mode transition on compression components[J]. Aeroengine, 2021, 47(2): 22-27.
- [37] 杨琳, 秦臻. 航空发动机压缩系统切断加力过渡态的性能分析[J]. 航空发动机, 2012, 38(3): 38-41.
- YANG Lin, QIN Zhen. Performance analysis of compression system in transition state during cut off after burning[J]. Aeroengine, 2012, 38(3): 38-41. (in Chinese)

(编辑:程海)