

民用涡扇发动机起动调试试验研究

朱颜霞, 彭子懿, 斯夏依

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘要: 为优化民用涡扇发动机起动规律, 针对起动过程中点火成功后加速至慢车及在慢车状态稳定运行2个阶段的影响因素进行分析, 开展起动机供气压力调整、起动供油规律与几何可调机构的匹配以及慢车稳定工作边界摸索等方面的研究。结果表明, 起动供油量增加10%, 发动机起动时间缩短6.30 s; 压气机可调静叶开度增加1.5°, 压气机压比增大5.10%, 流量增加4.99%, 转子加速率增加9.25%, 发动机起动时间缩短约6.00 s。同时, 匹配压气机出口瞬态放气活门放气可有效降低高压压气机工作线, 增加压气机裕度, 解决起动时间长、超温喘振风险大、慢车状态无法稳定停留的问题, 为涡扇发动机的起动适航提供了支持。

关键词: 航空发动机; 起动性能; 可调静叶; 瞬态放气活门; 喷管面积

中图分类号: V241.06 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2026)02-0019-11

DOI: 10.3724/j.GTER.20260007

Experimental study of start performance in civil turbofan engine

ZHU Yanxia, PENG Ziyi, SI Xiayi

(AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

Abstract: To optimize the starting procedures for a civil turbofan engine, an analysis of influencing factors during the subsequent two phases (accelerating from ignition success to idle, and maintaining steady state at idle) of the starting process was conducted. Research was conducted on adjusting starter air supply pressure, matching start fuel scheduling with variable geometry components, and exploring the stable operating boundary at idle. The results indicate that increasing the start fuel flow by 10% reduces the engine starting time by 6.30 s. Increasing the variable stator vane opening by 1.5° results in a 5.10% increase in compressor pressure ratio, a 4.99% rise in airflow, and a 9.25% improvement in rotor acceleration rate, and the starting time shorten by approximately 6.00 s. Additionally, coordinating the transient bleed valve at the compressor outlet to bleed air can effectively reduce the operating line of the high-pressure compressor, increase compressor surge margin, and resolve longstanding issues such as prolonged starting time, high risk of overheating and surge, and instability at idle. This research provides essential support for the airworthiness certification of turbofan engine starting capabilities.

Key words: : aero-engine; start performance; variable stator vane; transient bleed valve; nozzle area

0 引言

发动机从进入起动模式至稳定运行在慢车状态的整个过程称为起动, 该过程对发动机至关重要^[1-3]。以由起动机带转的民用涡扇发动机为例分析起动过程^[4]。①起动指令发出后, 发动机由空气

涡轮起动机经变速齿轮箱带转^[5]; 转子加速至点火转速后开始点火, 随后燃油系统开始供油, 在着火转速前完全由起动机带转加速^[6]。②点火成功后转子加速至起动机脱离转速, 此阶段由起动机和涡轮共同驱动。③转子由涡轮驱动加速至慢车状态, 随

收稿日期: 2025-04-11

基金项目: 国家级科研项目

作者简介: 朱颜霞(1994-), 女, 浙江台州人, 高级工程师, 博士, 主要从事航空发动机总体性能技术研究。

引用格式: 朱颜霞, 彭子懿, 斯夏依. 民用涡扇发动机起动调试试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2026, 39(2): 19-29. ZHU Yanxia, PENG Ziyi, SI Xiayi.

Experimental study of start performance in civil turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2026, 39(2): 19-29.

后稳定运行^[7]。

起动过程中,发动机的可靠工作需要考虑诸多因素。①压气机稳定性。起动过程亦为加速过程,其起动工作线与压气机的喘振边界应留有一定裕度,以避免发生喘振。②燃烧室稳定点火燃烧。需根据燃烧室的点火边界特性设计点火油,起动供油也应避免振荡燃烧。③涡轮叶片寿命。起动过程涡轮效率较低且空气系统的冷却效果较不理想,点火成功时刻涡轮前温度会急剧增高,影响叶片强度与寿命。④转子加速率。在满足起动时间要求的同时,发动机在起动加速过程中转子加速率不能过大,否则会产生过大扭矩,从而降低发动机强度及寿命。

发动机起动过程首先会经历一个类似加速过程的过渡态,其次为稳定运行在慢车转速的稳态状态。气动热力参数在整个起动过程中的变化十分剧烈^[8]。在构建起动仿真计算模型时,由于试验和测量的限制,慢车及慢车以下低转速状态下各部件特性精度往往较低,因此起动模型的预测准确性相对较低。起动供油规律以及相应作动规律等的相关参数均需要在试验中进行调试验证,并在试验后根据试验结果对仿真模型进行修正、校核与优化。由于稳态油会实时与加速油低选并同时与减速油高选,因此慢车转速的稳定运行要求合适的加减速供油规律,在与稳态油高低选时不会干涉稳态油的燃油流量,以及慢车转速的选取需保证该转速下的稳态油气比高于燃烧室的熄火边界。

近年来,对航空发动机起动过程的研究已取得显著进展。江勇等^[9]在不同海拔地区开展了发动机高原起动试车台架研究,得到了进口压力对起动功率的影响规律。边家亮^[10]、姜新瑞^[11]等通过分析设计及试验,发现采用大功率起动机结合提高起动机脱开转速可以优化起动时间,降低排气温度。但对于大推力的民用涡扇发动机,起动机功率需匹配辅助动力装置(APU)供气能力,并受到起动机尺寸的限制。在选定起动机型号后,还需考虑起动机寿命等因素,从而无法大幅提高功率。刘伟等^[12]发现涡轴发动机在239.15 K下起动的初始阻力矩为283.15 K下的2.25倍,且点火边界更窄。然而,该研究未涉及低温对燃烧室熄火裕度的影响。周丽萍等^[13]认为,大气温度降低会使滑油的黏性增加,从而增大转子的阻力矩,导致起动时间增加,为此采用起动控制规律来进行优化。程鲁等^[14]通过试验及

模型分析了大气环境温度对发动机起动过程的影响,认为大气温度变化引起的燃油黏度、滑油黏度、空气密度以及热态发动机焓值的变化会造成试验结果和计算结果的偏离。发动机起动不仅受起动机功率环境、温度、压力影响,还受各作动部件、压气机、燃烧室、涡轮各部件匹配等因素影响,具有较大的不确定性。同时,起动加速过程和慢车稳定运行两阶段的影响因素各不相同。上述研究均未涉及相关试验及分析。

本文以某台份在研民用涡扇发动机核心机试车结果为例,对起动的两阶段影响因素分别进行参数解耦调试分析,如起动机功率、起动供油、可调静叶(Variable stator vane, VSV)、瞬态放气活门(Transient bleed valve, TBV)、喷管面积等,量化关键参数对起动两阶段的独立影响,建立影响因素性能映射关系,指导起动控制律设计,规避起动失速/悬挂/超温风险,以期为民用涡扇发动机的起动设计提供决策依据。

1 起动加速过程

以下起动加速调试试验均在相同工况(压气机进口总温(T_{t25})为常温,压气机进口总压(p_{t25})为112.4 kPa,环境压力(p_{amb})为101.325 kPa)下进行,均为有起动机带转的起动过程。

1.1 起动机功率

起动机功率可以通过调整起动机供气压力来调节。起动机压比(PQSTRT)为3.5和3.2的两次起动过程见图1~图3。可以看出,压比为3.5时的起动机功率峰值较压比为3.2时的增大6.8%,60%相对换算

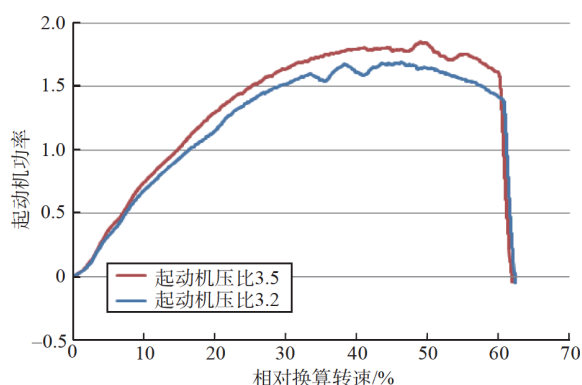


图1 起动调试试验中不同起动机供气压力的起动机功率
Fig.1 Power of the starter at different air supply pressures in the starting commissioning test

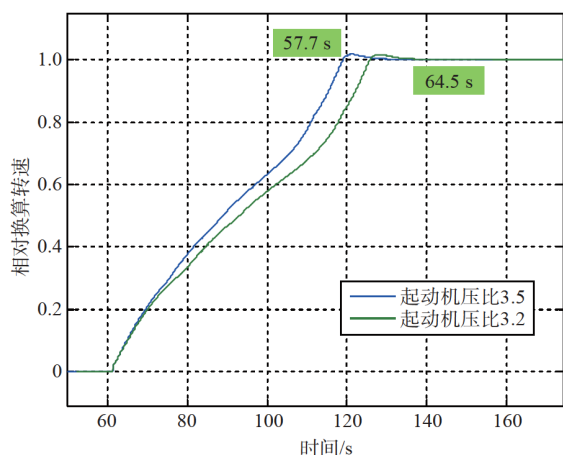


图2 起动调试试验中不同起动机供气压力下的起动时间
Fig.2 Starting time under different air supply pressures in the starting commissioning test

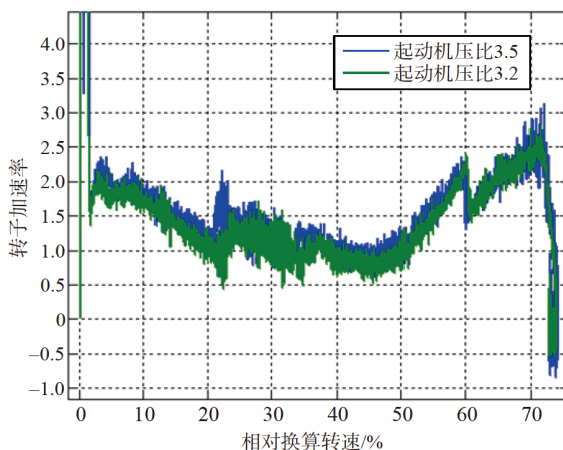


图3 起动调试试验中不同起动机供气压力下的转子加速率
Fig.3 Rotor acceleration rates under different air supply pressures in the starting commissioning test

转速附近起动机脱开。相应地,压比为3.5时的起动时间缩短6.80 s,起动机脱开转速前,转子加速率明显高于起动机压比为3.2时的工况。起动机输出功率减小,带转能力下降导致起动时间增加,造成起动失败。起动机功率提高约1%,点火转速提高约2%,起动时间缩短约8%^[15]。另外,增加起动机功率一方面需要考虑气源能力,另一方面需要考虑起动机扭矩(随功率的增加而增加),扭矩过大会影响起动机使用寿命。

1.2 供油规律

发动机起动供油采用开环换算燃油量控制方式,换算燃油量见式(1)。该规律本质为通过燃油计量活门^[16-17]来控制起动过程的油气比,通过燃油伺

服系统的控制元件来实现^[18-19],使其按照给定的起动供油规律供油。

$$W_{f,R}(N_{2,R}) = \frac{W_f}{(ap_{s,3})^\sigma \times (bT_3)^\gamma} \quad (1)$$

式中: $p_{s,3}$ 为压气机出口静压; T_3 为压气机出口总温; W_f 为燃油质量流量; $N_{2,R}$ 为高压相对换算转速; $W_{f,R}$ 为相对换算燃油流量; a 、 b 分别为压力和温度的转换系数; σ 、 γ 分别为压力和温度的拟合系数。

起动供油调试试验过程中,TBV为关闭状态,VSV按相同基准规律作动,仅更改起动供油规律,使供油量在-20%~+30%范围内变化,调节起动供油规律如图4所示。试车过程中,起动供油由机载控制系统开环控制,燃油计量活门的指令值和执行值吻合,起动供油执行情况良好。

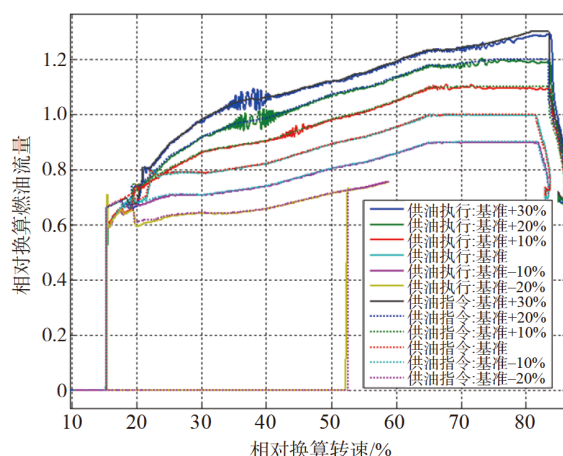


图4 起动调试试验中不同起动供油的执行情况
Fig.4 Implementation of different starting oil supply in the starting commissioning test

起动供油变化对起动时间的影响见图5。第4~6次起动试验给定的慢车转速较前3次起动试验的略低,但由于在慢车转速附近,转子加速率较大,对起动时间的影响小于1.00 s。起动供油越大,发动机起动时间越短。起动供油增加10%(由工况3至工况2),起动时间缩短6.30 s。起动供油增加20%之后,继续增加供油对转子加速率的增益极小。但由于供油的增加,起动过程中压气机的裕度减小,超温和喘振的风险相应增加。图6为起动过程中压气机出口压力波动指数(B 值)的变化情况。供油为基准供油+10%时, B 值最小值为-0.28;供油为基准供油+30%时, B 值最小值为-0.57。增加起动供油后,压气机出

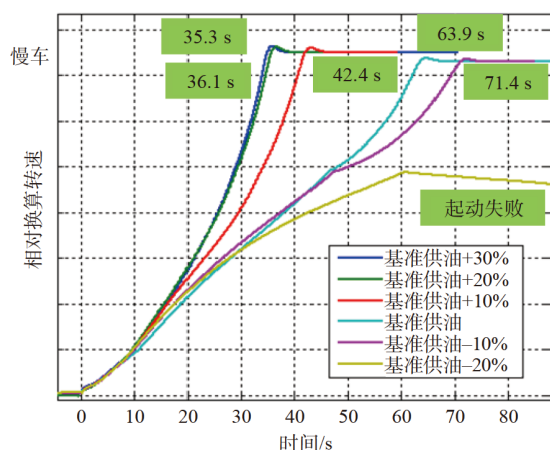


图5 不同起动供油工况下的起动时间
Fig.5 Starting time under different starting fuel scheduling conditions

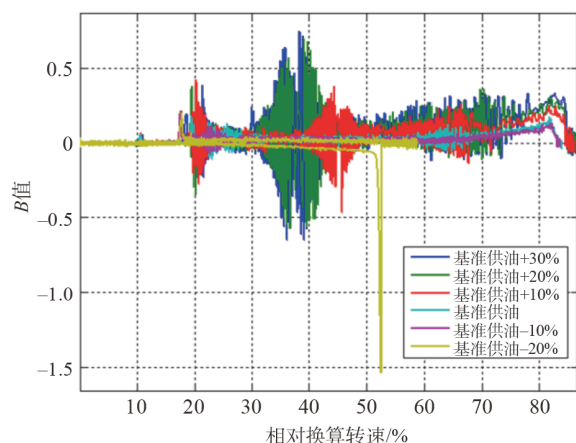


图6 起动过程中的压气机出口压力波动指数
Fig.6 Compressor discharge pressure fluctuation index during starting process

口压力的波动幅度增加。

起动过程中的转子加速率、涡轮出口温度(T_{t44})分别见图7、图8。由图7可知,60%相对换算转速附近转子加速率骤降是由于起动机脱开所致。起动机脱开后,转子加速率随供油增加提升得更为明显。以30%和80%相对换算转速为例,供油增加10%,转子加速率分别增加22.68%和54.36%,而 T_{t44} 分别增加43.22%和4.41%。说明30%相对换算转速前增加起动供油,转子加速率增加不明显,而 T_{t44} 显著增加。因此,在30%相对换算转速之前增加供油对缩短起动时间收益不大,且会显著增加 T_{t44} 超温风险。在基准供油增加供油量的工况试验中,均在30%~35%相对换算转速附近观察到 T_{t44} 的下降。 T_{t44} 随

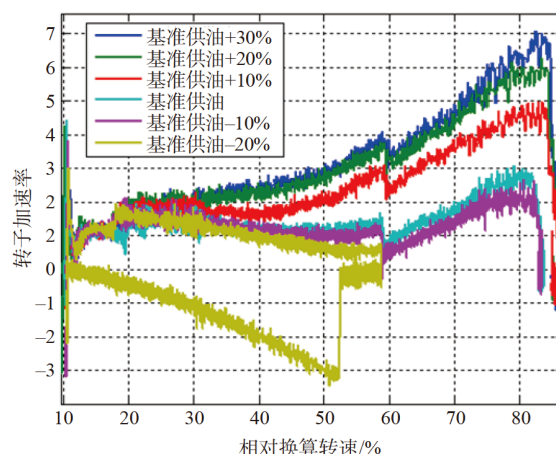


图7 起动过程中的转子加速率
Fig.7 Rotor acceleration rate during starting process

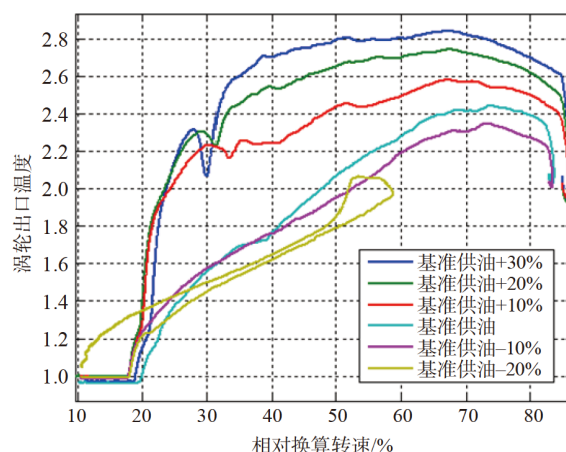


图8 起动过程中的涡轮出口温度
Fig.8 Turbine outlet temperature during starting process

转速的变化出现凹坑,为燃油分配模式切换所致。

供油减少20%工况在起动机脱开时刻转速掉转,降至52%相对换算转速处切油停车(B 值出现骤降)。此时,起动供油已低于冷悬挂边界,仅依靠涡轮发出的功无法维持发动机起动加速。在设计起动供油时,需注意起动机脱开前转子加速率应不低于50 r/(min·s),否则脱开后易发生转速掉转。

1.3 作动部件

1.3.1 VSV角度对起动的影响

VSV控制是控制系统根据发动机状态,改变VSV角度以优化高压压气机效率并增加过渡态高压压气机喘振裕度而进行的控制。在起动过程中,可以考虑VSV角度优化。

起动VSV调试试验过程中,每次起动按照相同的起动供油规律及TBV作动规律,仅调节VSV作动

规律,在基准VSV角度作动规律上 $\pm 1.5^\circ$ 和 $\pm 3.0^\circ$ 。VSV角度数值表征的是静子叶片与发动机高压轴的夹角,数值越大代表VSV越偏关,数值越小代表VSV越偏开。由于机械行程限制,以基准规律的最大角度为VSV全关角度。因此VSV偏关的工况仅在50%相对换算转速之后较基准作动规律偏关,VSV偏开的工况则不受此影响,可实现起动至慢车全转速偏开。

起动过程中测得的VSV作动规律如图9所示,各工况作动符合预期。

不同VSV作动规律下起动,压气机压比随转速的变化过程如图10所示。VSV偏开 1.5° ,压比增大5.10%,流量增加4.99%。VSV越偏开,压气机的流

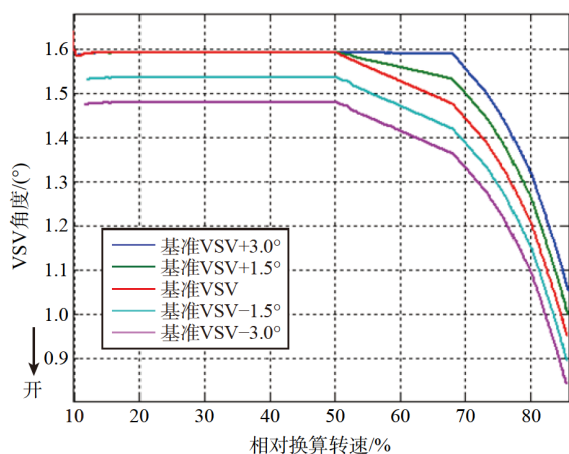
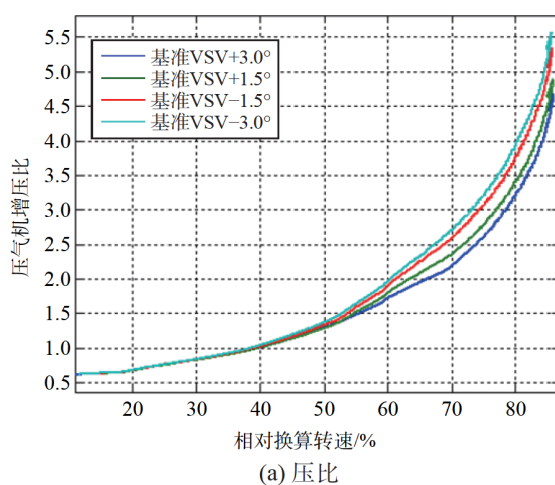
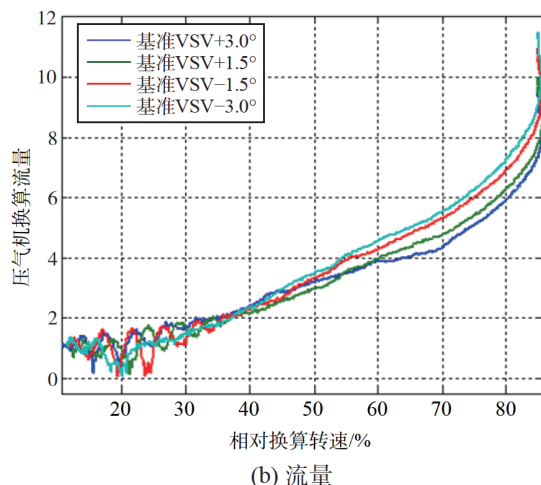


图9 起动调试试验中的可调静叶作动规律

Fig.9 Actuation law of variable stator vane in the starting commissioning test



(a) 压比



(b) 流量

图10 不同可调静叶作动规律下的压气机压比和流量

Fig.10 Compressor pressure ratio and flow rate under different variable stator vane actuation schedules

量越大,压比越高,工作点向流量、压比增大的方向移动。另外,VSV偏开会显著降低压气机的喘振边界,使压气机裕度减小,从而增加喘振风险。

不同VSV作动规律下起动,转速随时间的变化见图11,转子加速率随转速的变化见图12。VSV越偏开,压气机进口流量越大,压气机的耗功和涡轮发出的功均增加。且压气机流量增大使得压比升高,起动换算燃油流量一致时,则进入燃烧室的物理燃油流量增加,使得转子加速更快,发动机起动时间缩短。同时,起动机脱开后转子加速率随VSV开度增加的趋势较起动机脱开前更显著。VSV偏开 1.5° ,起动机脱开前、后转子加速率峰值分别增加4.67%和9.25%,起动时间缩短约2.00~6.00 s。VSV开度越小,对起动时间的缩短效果越显著。

油气比及 T_{t44} 随转速的变化如图13所示。50%相对换算转速之前,VSV开度变化对 T_{t44} 影响不明显。VSV由偏开 1.5° 至偏开 3.0° ,由上文估算压气机流量增加4.99%,压气机出口静压增加约5.10%,根据压力指数0.75可得燃油流量增加约3.80%,燃油流量和空气流量增加使火焰筒中油气比减小约1.13%, T_{t44} 相应降低1.22%。另外,对比不同工况 T_{t44} 峰值附近的差异可知,随着VSV开度的增大,对 T_{t44} 的降低效果逐渐减弱。由于起动过程中喷管仍处于未临界状态,VSV偏开,流量增大则喷管流通能力增加,相当于喷管面积放大起到的效果,叠加此因素后导致 T_{t44} 下降。但若发动机运转在高转速,喷管处于临界状

态,VSV偏开,压气机流量增加,核心机的循环功增加, T_{44} 相应增加,呈现出与起动过程不同的特征。

1.3.2 TBV放气对起动的影响

TBV位于高压压气机末级,在瞬态过程打开,以改善高低压转子的流量匹配,用于提高高压压气机在瞬态过程中的喘振裕度^[20-22]。起动过程中,根据压气机喘振裕度和起动时间,优化TBV的调节规律。

起动TBV调试试验过程中,VSV作动规律及起动供油规律均保持不变。TBV打开的起动工况中,TBV从25%相对换算转速开始放气,开度为50.0°时放气量约为5.5% W_{25} (W_{25} 为压气机进口空气流量),至80%相对换算转速时关闭(0°对应TBV全关)。TBV作动规律见图14。

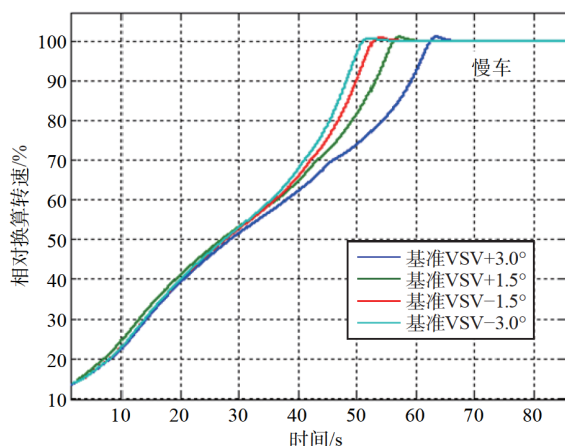
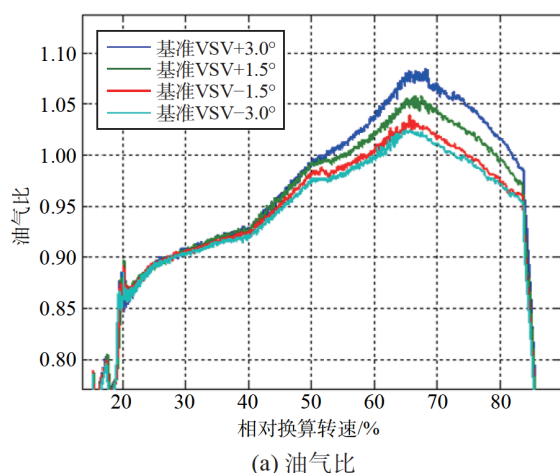


图11 不同可调静叶作动规律下转速随时间的变化曲线
Fig.11 Curve of rotor speed versus time under different variable stator vane actuation schedules



(a) 油气比

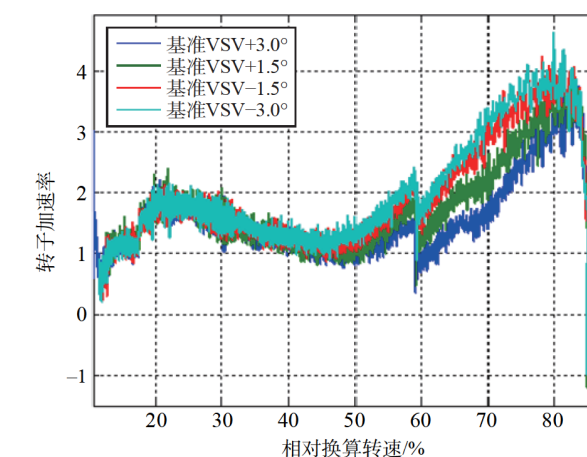
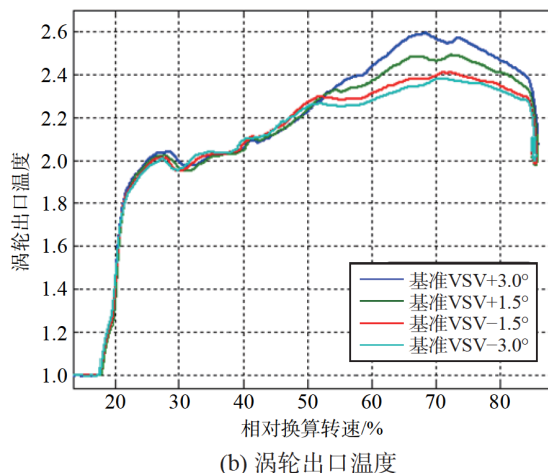


图12 不同可调静叶作动规律下转子加速率
随相对换算转速的变化曲线

Fig.12 Curve of rotor acceleration rate versus relative corrected speed under different variable stator vane actuation schedules



(b) 涡轮出口温度

图13 不同相对换算转速下的油气比和涡轮出口温度

Fig.13 Fuel-air ratio and turbine outlet temperature at different relative corrected speeds

50%相对换算转速时,TBV打开工况比TBV关闭工况的转子加速率降低26.53%(图15)。由于TBV放气位于压气机末级,压气机所做的部分功被浪费,同时TBV打开导致进入到涡轮的做功气减少,因此涡轮做功减去压气机耗功即可用于加速的剩余功减少,起动过程中转子加速率减小。

图16为相同起动换算油条件下,TBV打开工况和TBV关闭工况的起动时间对比。可以看出,相同起动供油条件下,TBV放气作动会使起动时间延长2.46 s。

TBV打开导致进入燃烧室的空气减少,但同时压气机出口静压降低,进入燃烧室的物理燃油流量

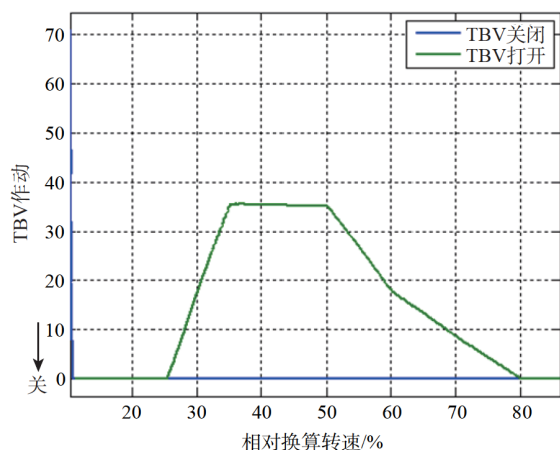


图14 起动调试试验中的瞬态放气活门作动规律
Fig.14 Actuation law of transient bleed valve in the starting commissioning test

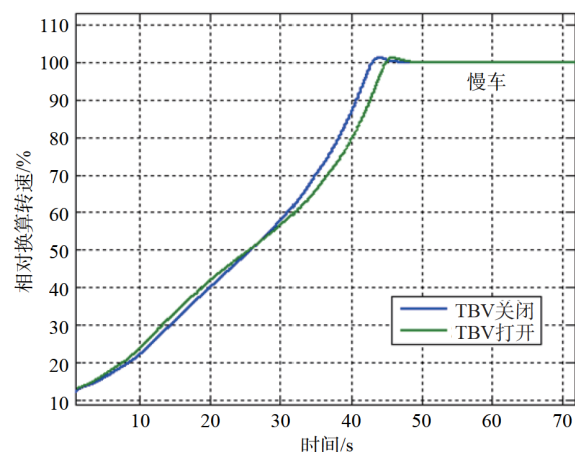


图16 不同瞬态放气活门工况下的起动时间
Fig.16 Starting time under different transient bleed valve conditions

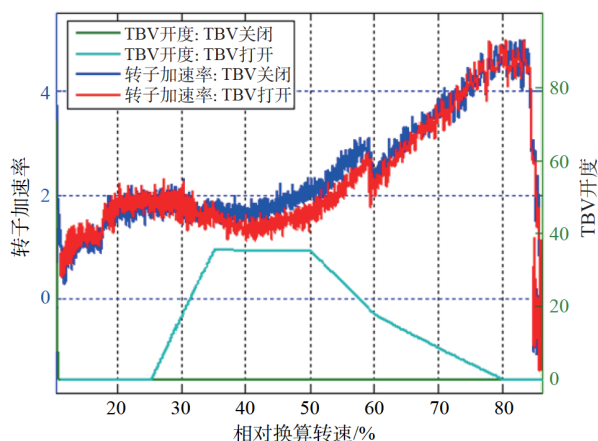


图15 起动过程中转子加速率的变化曲线
Fig.15 Rotor acceleration rate curve during starting process

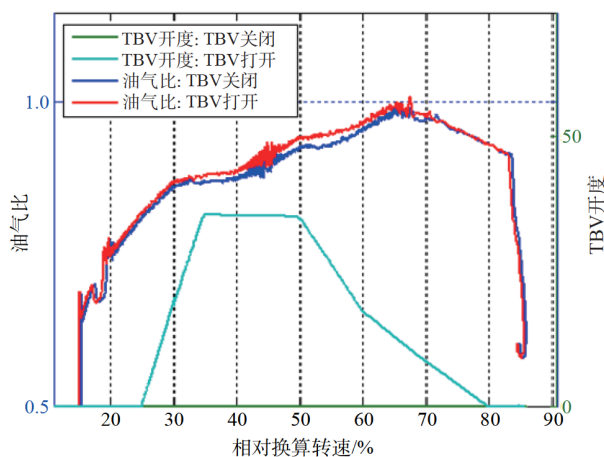


图17 不同瞬态放气活门工况下的油气比
Fig.17 Fuel-air ratio under different transient bleed valve conditions

相应降低。50%相对换算转速时,由于压力指数为0.75,相较于TBV关闭工况,两者综合后,TBV打开工况燃烧室内油气比增加1.79%(图17)。

50%相对换算转速时,TBV打开工况比TBV关闭工况的 T_{t44} 升高1.84%(图18)。TBV放气后燃烧室油气比增大,燃烧室出口温度有所升高,因此相应的 T_{t44} 略有升高。

相同起动换算供油条件下,TBV打开工况和TBV关闭工况的高压压气机工作线对比见图19。TBV打开可以有效降低高压压气机工作线,增加起动过程中压气机的喘振裕度,降低喘振风险。

1.4 喷管面积对起动的影响

相同起动供油、作动规律条件,110%和120%喷管面积下起动的转子加速率对比、压气机工作线对

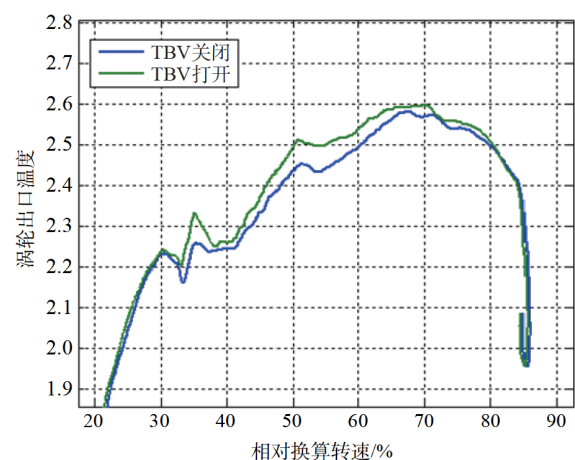


图18 不同瞬态放气活门工况下的涡轮出口温度
Fig.18 Turbine outlet temperature under different transient bleed valve conditions

比、涡轮出口温度对比分别见图20~图22。对于起动过程,调整喷管面积,转子加速率基本不变,若慢车转速相同则起动时间基本相同(图中两次试验由于慢车转速设置不同,因此起动终点不同,但转子加速率变化趋势基本重合);压气机工作线基本重合,增压比和流量基本不变;涡轮出口温度在35%~60%相对换算转速区间基本重合,在23%相对换算转速附近受燃油分配活门作动影响出现波动。

试验过程中,喷管进口截面压力与喷管出口背压(环境静压)的比值为喷管落压比,试验测得不同喷管面积下落压比的变化如图23所示。60%相对换算转速时,110%喷管面积下的喷管落压比较120%喷管面积下的大0.94%。由喷管特性可知,在喷管临界状态之前,落压比越大,喷管的流量系数越大。

因此110%喷管面积下的流量系数略大于120%喷管面积下的流量系数。喷管实际通流能力受流量系数与喷管面积乘积的影响,因此最终起动过程中喷管通流能力仅发生微小变化。由于试验过程中没有测量喷管进口截面流量,通过计算得到,60%相对换算转速时120%喷管面积下的喷管进口换算流量仅比110%喷管面积下的大1.56%(图23)。在慢车转速以下,喷管通流能力变化极小,因此起动过程各截面性能参数基本不变。

2 起动转慢车过程

起动至慢车转速后,若油门杆仍在慢车域,发动机则在慢车转速下稳定运行。不同压气机进口温度下5次起动过程的油气比变化如图24所示。图中,

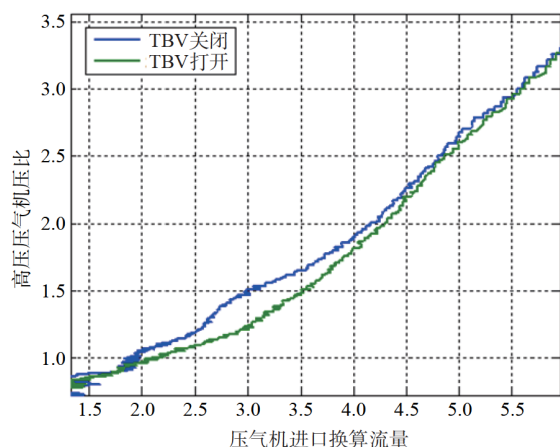


图19 不同瞬态放气活门工况下的压气机工作线
Fig.19 Operating line of the compressor under different transient bleed valve conditions

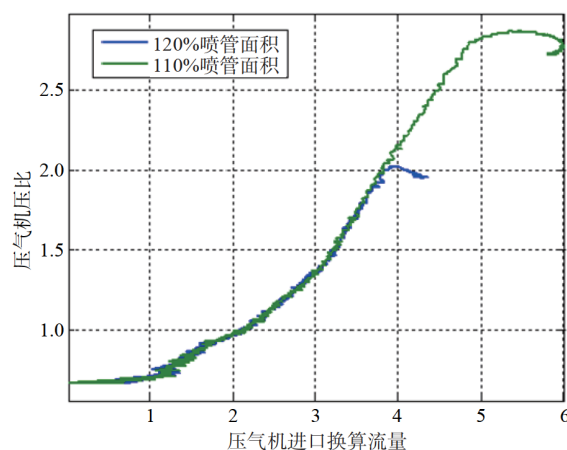


图21 不同喷管面积下的压气机工作线
Fig.21 Operating line of the compressor under different nozzle areas

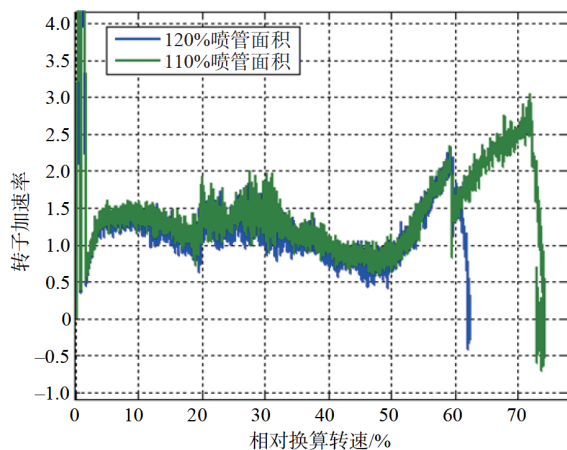


图20 不同喷管面积下的转子加速率
Fig.20 Rotor acceleration rate under different nozzle areas

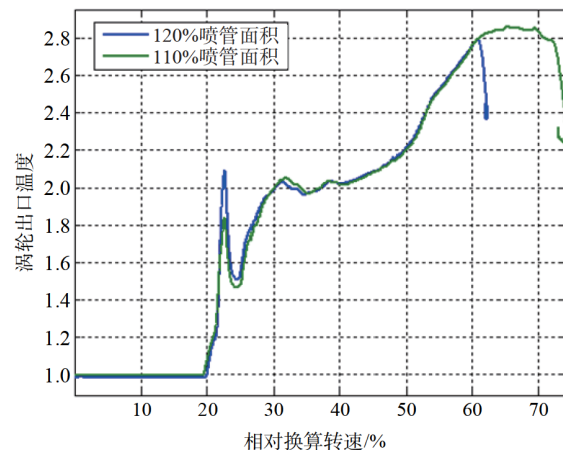


图22 不同喷管面积下的涡轮出口温度
Fig.22 Turbine outlet temperature under different nozzle areas

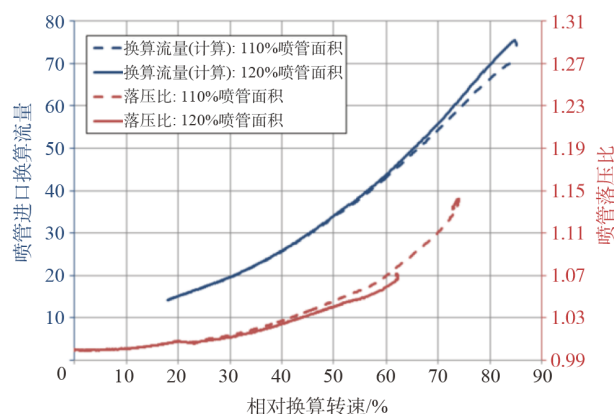


图23 不同喷管面积下的喷管换算流量

Fig.23 Nozzle conversion flow rate under different nozzle areas

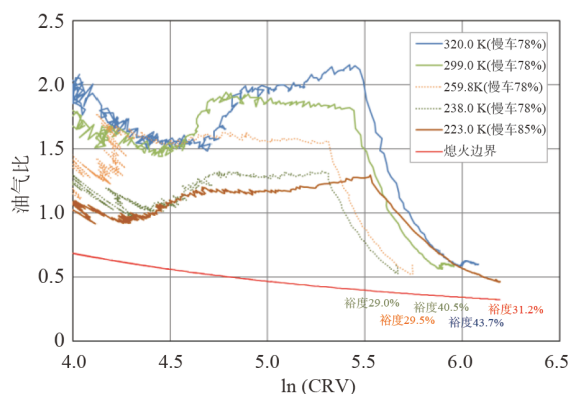


图24 不同进口温度下的起动油气比

Fig.24 Starting fuel-air ratio under different inlet temperatures

$\ln(CRV)$ 为当量燃烧室进口燃气流量。进口温度为238.0、259.8、299.0、320.0 K时,慢车转速为78%。随着进口温度降低82.0 K,油气比距熄火边界的裕度由43.7%减小至29.0%。其中,进口温度为238.0 K和259.8 K的工况,由于距熄火边界的裕度过小,发动机转速在起动达到慢车后随即掉转,无法在慢车状态稳定运行。进口温度下降,燃油在燃烧室的雾化质量变差,燃烧室联焰稳定燃烧更加困难,点火能力和燃烧效率均有所减弱^[23-24]。进口温度为223.0 K时,通过提高空中慢车转速使其裕度增加至31.2%,转子可稳定运行。空中慢车转速的上限选取通常基于海平面条件下慢车推力不宜过大的原则,否则对刹车的要求较高;下限选取需满足发动机的加速要求、引气压力要求、变频发电机转速要求等,同时需考虑空中熄火边界,使其能够在慢车转速稳定运行。

不同压气机进口压力下的空中起动过程油气比变化如图25所示。环境压力均为57.18 kPa,不同进

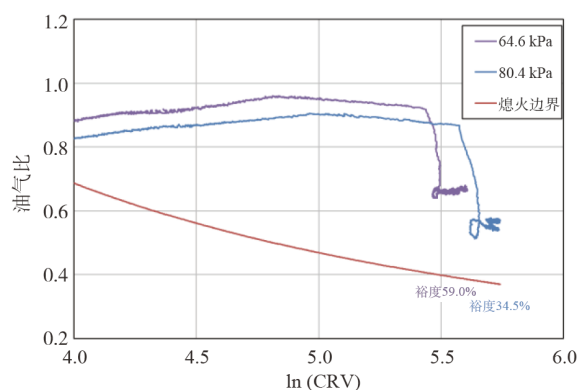


图25 不同进口压力下的起动油气比

Fig.25 Starting fuel-air ratio under different inlet pressures

口压力对应相同高度下不同马赫数的飞行情况。进口压力升高即马赫数增大,熄火边界对应的油气比降低5.1%,但由于停留在慢车转速所需的稳态燃油油气比降低19.8%,两者综合导致距熄火边界的裕度由59.0%降至34.5%。

3 结论

起动过程分为加速过程和慢车稳定运行阶段,针对其影响因素分别进行起动调试试验,研究得出以下结论:

(1) 起动供油量增加10%,发动机起动时间缩短6.30 s。30%和80%相对换算转速下,转子加速率分别增加22.68%和54.36%,但涡轮出口温度分别增加了43.22%和4.41%,同时发动机喘振的风险也增大。在30%相对换算转速之前增加起动供油,转子加速率无明显上升,而涡轮出口温度显著升高,超温风险增大。

(2) VSV开度增加1.5°,压气机压比增大5.10%,流量增加4.99%,转子加速率增加9.25%,起动时间缩短约6.00 s,涡轮出口温度降低1.22%。但VSV偏开会降低喘振边界,减小压气机裕度,从而增加压气机的喘振风险。

(3) TBV放气可有效降低高压压气机工作线,增加压气机裕度,降低喘振风险。但TBV打开50.0°,转子加速率减小26.53%,起动时间延长2.46 s,涡轮出口温度升高1.84%。

(4) 对于起动过程,喷管面积增大10%,喷管进口换算流量增加1.56%,即通流能力变化极小,转子加速率基本不变,起动时间基本相同。

(5) 发动机进口温度降低82.0 K,进入慢车稳定

工作状态后,油气比距熄火边界的裕度由43.7%减小至29.0%。发动机进口压力升高15.8 kPa,慢车稳定工作点的油气比距熄火边界的裕度由59.0%降至34.5%,可提高慢车转速以保证稳定燃烧。

调节起动机供气压力,可以改变起动机输出功率,但该调节过程应结合起动过程中的转子加速率和起动机寿命综合考虑,以优化起动机气源压比。起动供油不仅受到喘振裕度和温度限制,还需要考虑控制品质(包含燃油控制器公差、转速控制精度等)以及放气等因素。极限供油规律应为控制精度保留一定裕度。若起动过程中放气阀打开,需相应增加供油,提高加速性。VSV偏开可获得更大的转子加速率,缩短起动时间,同时降低涡轮出口温度。但VSV偏开会降低喘振边界,减小压气机裕度,从而增加压气机的喘振风险。TBV放气可增加压气机裕度,降低压气机喘振风险。但TBV放气会增加起动时间,增加涡轮出口温度。因此在设计民用涡扇发动机起动规律时,可综合考虑以上因素,实现在包线内,存在生产制造偏差、控制容差、进气畸变等影响因素下均能满足起动要求。

参考文献:

- [1] MOHONMMAD H Z. Mini-turbojet engine test stand for starting test[R]. AIAA 2002-4052, 2002.
- [2] MORITA M, SASAKI M, TORISAKI T. Restart characteristics of turbofan engines[R]. ISABE 1989-7127, 1989.
- [3] CHAPPELL M W, MCLAUGHLIN P W. An approach modeling continuous turbine engine operation from startup to shutdown[R]. AIAA 1991-2373, 1991.
- [4] 朴 英. 航空燃气涡轮发动机起动性能分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 777-782.
PIAO Ying. An analysis of the starting characteristics of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 777-782. (in Chinese)
- [5] 李 博, 章 弘, 唐宏刚, 等. APU空中起动性能及其控制规律试验研究[J]. 航空科学技术, 2011, (5): 41-44.
LI Bo, ZHANG Hong, TANG Honggang, et al. Experimental study of APU in flight start performance and control logic[J]. Aero Nautical Science & Technology, 2011, (5): 41-44. (in Chinese)
- [6] ALABIN M A. Starting of aircraft gas turbine engine[R]. AIAA 1972-0111, 1972.
- [7] 王日平, 崔利丰, 冯 力, 等. 航空发动机闭环起动系统设计与试验验证[J]. 航空发动机, 2022, 48(3): 83-88.
WANG Riping, CUI Lifeng, FENG Li, et al. Design and test verification of aeroengine closed-loop starting system[J]. Aeroengine, 2022, 48(3): 83-88. (in Chinese)
- [8] SEXTON W R. A method of turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed[D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [9] 江 勇, 周宗才, 桑增产, 等. 发动机高原地面启动实验初步研究[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 547-549.
JIANG Yong, ZHOU Zongcai, SANG Zengchan, et al. An engine-starting test on the highland ground[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6): 547-549. (in Chinese)
- [10] 边家亮, 王 军, 隋岩峰, 等. 航空发动机起动性能改善措施试验研究[J]. 航空发动机, 2015, 41(5): 62-66.
BIAN Jialiang, WANG Jun, SUI Yanfeng, et al. Experimental research on improving aeroengine startability[J]. Aeroengine, 2015, 41(4): 62-66. (in Chinese)
- [11] 姜新瑞, 王 赫, 唐 震. 某型航空发动机起动故障试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(4): 813-820.
JIANG Xinrui, WANG He, TANG Zhen. Test on starting failure for an aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4): 813-820. (in Chinese)
- [12] 刘 伟, 黄开明, 王 旭, 等. 低温对涡轴发动机起动性能影响的试验与分析[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6): 1282-1289.
LIU Wei, HUANG Kaiming, WANG Xu, et al. Test and analysis on influence of low temperature on starting performance of turboshaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6): 1282-1289. (in Chinese)
- [13] 周丽萍, 彭 凯, 王雅云, 等. 某航空发动机起动控制规律优化设计研究[C]//第六届中国航空学会青年科技论坛. 沈阳: 2014.
ZHOU Liping, PENG Kai, WANG Yayun, et al. Research on improving aeroengine starting control[C]//The Sixth Chinese Society of Aeronautics and Astronautics Youth Science and Technology Forum. Shenyang, China: 2014. (in Chinese)
- [14] 程 鲁, 闫卫青, 张 帅, 等. 某型涡扇发动机地面台架起动试验研究[J]. 燃气轮机技术, 2024, 37(1): 21-25.
CHENG Lu, YAN Weiqing, ZHANG Shuai, et al. Research on ground bench starting test of a certain type of turbofan engine[J]. Gas Turbine Technology, 2024, 37(1): 21-25. (in Chinese)
- [15] 李大为, 李家瑞, 李 锋, 等. 航空发动机高原起动性能改善措施[J]. 航空发动机, 2020, 46(2): 47-50.
LI Dawei, LI Jiarui, LI Feng, et al. Improvement

- measures of aeroengine starting performance in plateau [J]. *Aeroengine*, 2020, 46(2): 47–50. (in Chinese)
- [16] RICHTER H. Advanced control of turbofan engines [M]. New York: Springer, 2012: 7–12.
- [17] SUKHOV I I, SIRENKO F F, YEPIFANOV S V, et al. Alternative method to simulate a sub-idle engine operation in order to synthesize its control system [R]. ASME GT2014-25960, 2014.
- [18] WANG Jiankang, ZHANG Haibo, SUN Jianguo, et al. Application of hybrid aeroengine model for integrated flight propulsion optimal control [J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2012, 29(1): 16–24.
- [19] SU Weisheng, ZHAO Yongping, SUN Jianguo. Novel weighted least squares support vector regression for thrust estimation on performance deterioration of aeroengine [J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2012, 29(1): 25–32.
- [20] STRAZISAR A J, BRIGHT M M, THORP S, et al. Compressor stall control through endwall recirculation [R]. ASME GT2004-54295, 2004.
- [21] LEINHOS D C, SCHEIDLER S G, FOTTNER L, et al. Experiments in active control of a twin-spool turbofan engine [R]. ASME GT2002-30002, 2002.
- [22] NELSON E B, PADUANO J D, EPSTEIN A H. Active stabilization of surge in an axicentrifugal turboshaft engine [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(3): 485–493.
- [23] RAO H N S, LEFEBVRE A H. Ignition of kerosene fuel sprays in a flowing air stream [J]. *Combustion Science and Technology*, 1973, 8(1–2): 95–100.
- [24] RAO K V L, LEFEBVRE A H. Minimum ignition energies in flowing kerosene-air mixtures [J]. *Combustion and Flame*, 1976, 27: 1–20.