

文章编号: 1000-8055(2022)03-0564-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210142

大涵道比分排涡扇发动机涡轮轴断裂 过渡态性能仿真

丁水汀, 王家俊, 刘传凯

(北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究双轴大涵道比分排涡扇发动机轴断裂失效后的动态性能, 找出涡轮轴断裂后最先发生的危害事件, 建立能够模拟气流参数毫秒时间量级动态响应的大涵道比分排涡扇发动机共同工作方程和性能模型。计算分析了地面起飞状态和巡航状态下某大涵道比民用涡扇发动机分别在高、低压轴断裂后发动机气路参数的瞬态响应规律和机理, 为主被动安全设计提供参考。结果表明: 高、低压轴断裂后几十毫秒内最先发生的危害性事件分别是中压压气机喘振和涡轮转子超转; 同时涡轮前温度会有所升高。

关 键 词: 零维仿真; 性能模型; 轴断裂; 动态仿真; 被动安全

中图分类号: V228.3

文献标志码: A

Transition performance simulation of turbine shaft fracture in high bypass ratio turbofan engine with split flow

DING Shuiting, WANG Jiajun, LIU Chuankai

(Research Institute of Aero-Engine,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To deal with the dynamic performance of biaxial high bypass ratio turbofan engine with split flow in shaft fracture event and find out the first hazardous event after shaft fracture, the common working equation and performance model of high bypass ratio turbofan engine with split flow capable of simulating the dynamic response of airflow parameters in millisecond time scale were established based on the simulation platform independently developed. The dynamic response of airflow parameters was simulated in the order of milliseconds in the model. The transient response law and mechanism of gas path parameters of a civil turbofan engine with high bypass ratio under high and low-pressure shaft fracture in the take-off state and the cruise state were calculated and analyzed by using the model, which provided a basis for the design of passive safety. The results showed that the first hazardous events that occur within a few tens of milliseconds after the shaft fracture of the high and low-pressure shafts were the surge of the medium-pressure compressor and the over-rotation of the turbine rotor; at the same time, the temperature rose in front of the turbine.

Key words: zero-dimensional simulation; performance model; shaft fracture; dynamic simulation; passive safety

收稿日期: 2021-04-05

基金项目: 国家自然科学基金(61890923)

作者简介: 丁水汀(1967—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机复杂系统安全性与适航研究。

引用格式: 丁水汀, 王家俊, 刘传凯. 大涵道比分排涡扇发动机涡轮轴断裂过渡态性能仿真[J]. 航空动力学报, 2022, 37(3): 564-572.
DING Shuiting, WANG Jiajun, LIU Chuankai. Transition performance simulation of turbine shaft fracture in high bypass ratio turbofan engine with split flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(3): 564-572.

历史上曾发生过多起由于涡轮轴断裂而产生机毁人亡重大灾难性事故的案例。特别是近十年来,仅发生在B787和A380上的轴断裂事故就达五次之多,发生频率之密集实属罕见。因此,对于发动机轴断裂过程进行研究,识别其带来的危害性事故的发生机理对于提高发动机的安全性和经济性有着举足轻重的意义。

当发动机发生轴断裂等突发失效事件时,内部性能参数将在极短的时间内发生变化,并带来危害性后果:涡轮将失去负载,其功率无法输出只能加给自身使其转速升高,由于涡轮轴断裂发生在极短时间,小于转速限制器的反应时间^[1],因此转速限制器并不能限制其转速上升,因而涡轮盘有可能达到其破裂转速,可能造成涡轮超转的危险;另一方面,压气机失去提取功率,转速下降,对气体的做功能力下降,可能引起喘振的危险。此外,由于作动系统存在延迟,在极短的时间内燃烧室供油流量还未来得及变化^[2-3],而空气流量下降,油气比升高,因此燃烧室出口温度升高,可能导致涡轮前温度超温的危险。这些性能参数的突变,均有可能导致部件出现难以预测的继发性危险过渡态载荷,造成主、被动安全策略失效。不同的轴断裂形式下,上述危险事件发生的先后存在差异。而轴断裂条件下的整机气路动态响应很难在试验环境下模拟和测试,因此,通过仿真研究涡轮轴断裂条件下涡扇发动机的性能变化能够对如何进行合理有效的主、被动安全设计奠定理论基础和提供参考。

对于涡轮轴断裂的研究目前主要集中在从结构强度的角度围绕其载荷环境和疲劳寿命来开展^[2-8],对于涡轮轴断裂后整机气路参数的响应研究较少。而要想对涡轮轴断裂条件下的发动机性能进行仿真,需建立能够模拟气流参毫秒时间量级的动态响应的性能模型。国内外学者对于航空发动机过渡态性能建模进行了一定研究^[9-12],在此基础上,笔者团队建立了针对空气系统强瞬变过程的控制方程及模块化仿真模型,并仿真分析了某型航空发动机高压涡轮轴断裂失效条件下的空气系统强瞬变过程^[13]。之后又研究了小涵道比双轴混合排气涡扇发动机高压轴断裂失效后的动态性能^[14]。但大涵道比分排涡扇发动机的工作状态和结构特征均与小涵道比混排涡扇发动机有所不同,而高压轴断裂和低压轴断裂后的响应也可能存在差异,因此文献[14]的结论无法直接外

推,因此需要针对大涵道比双轴分排涡扇发动机高、低压轴断裂失效后的动态性能分别展开研究。

1 分排发动机轴断裂模型

本文首先依据部件法^[15-19]采用面向对象的语言在自主研发的过渡态性能仿真平台上搭建大涵道比分排涡扇发动机的性能模型。主流路建模部件主要包括进气道、风扇、中压压气机(增压级)、高压压气机、燃烧室、高压涡轮前导向器、高压涡轮、低压涡轮前导向器、低压涡轮、内涵喷管、外涵喷管等部件。

其次,在此性能模型基础之上建立涡轮轴断裂模型,以低压轴断裂模型为例,相比于正常的性能模型,在低压轴断裂条件下,低压涡轮失去负载而压气机失去驱动力,即涡轮输出功为零而低压压气机提取功为零。因此,常规涡轮发动机性能模型中的压气机和涡轮功率平衡及转速相等这两个基本共同工作条件将不再适用。通过上述分析得知,对于低压轴断裂条件下的涡轮发动机性能建模来说,需要将低压压气机转速和低压涡轮转速作为独立的试给变量,并针对发生断裂失效的发动机转子建立新的模型和平衡方程。模型如图1所示。

因此,可以给出在低压轴断裂的情况下,性能模型中需要的试给参数为:发动机高压转子物理转速 n_h 、风扇增压比 π_{cl} 、低压压气机物理转速 n_{cl} 、高压压气机增压比 π_{ch} 、燃烧室出口总温 T_4^* 、低压涡轮物理转速 n_{tl} 、高压涡轮膨胀比 π_{th} 、低压涡轮膨胀比 π_{tl} 共八个试给参数。在忽略转子功率提取和机械效率影响的情况下,所需满足的残量检验方程有如下七个:

1) 高压转子功率平衡残量

$$\epsilon_h = P_{th} - P_{ch} - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_h n_h \frac{dn_h}{dt} \quad (1)$$

式中 P_{th} 、 P_{ch} 分别为高压涡轮和高压压气机功率; J_h 为高压转子的转动惯量。

2) 低压压气机功率平衡残量

$$\epsilon_{cl} = P_{cl} + \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_{cl} n_{cl} \frac{dn_{cl}}{dt} \quad (2)$$

式中 P_{cl} 为低压压气机功率; n_{cl} 、 J_{cl} 分别为低压压气机的物理转速和转动惯量。

3) 低压涡轮功率平衡残量

$$\epsilon_{tl} = P_{tl} + \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_{tl} n_{tl} \frac{dn_{tl}}{dt} \quad (3)$$

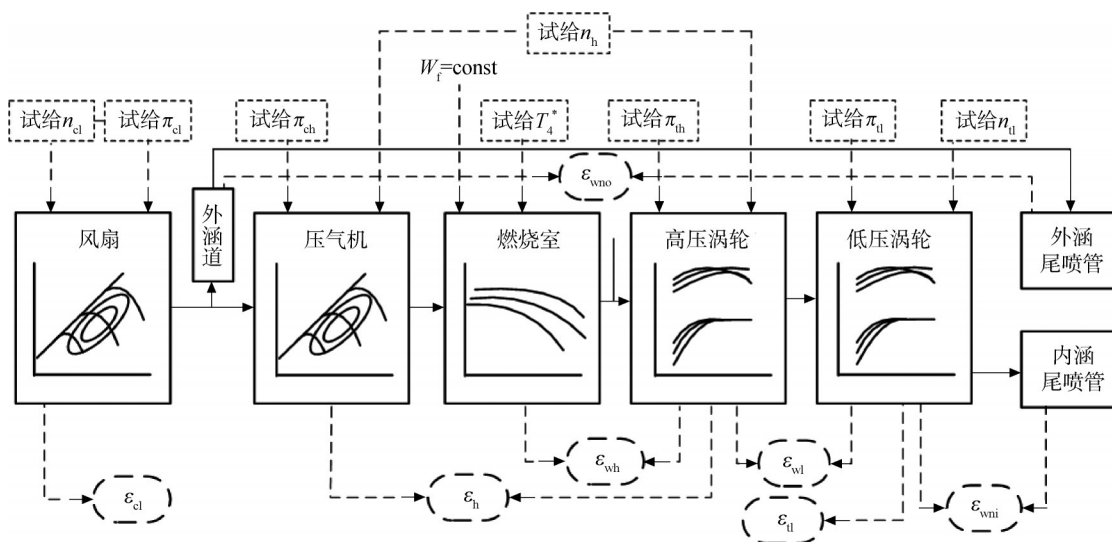


图1 低压涡轮轴断裂模型

Fig.1 Model of low-pressure turbine shaft fracture

式中 P_{tl} 为低压涡轮功率; n_{tl} 、 J_{tl} 分别为低压涡轮的物理转速和转动惯量。

4) 高压涡轮流量连续残量

$$\epsilon_{wh} = W_{th,in} - W_{th,fig} \quad (4)$$

式中 $W_{th,in}$ 为高压涡轮进口燃气流量, $W_{th,fig}$ 为高压涡轮特性图上查得的燃气流量。

5) 低压涡轮流量连续残量

$$\epsilon_{wl} = W_{tl,in} - W_{tl,fig} \quad (5)$$

式中 $W_{tl,in}$ 为低压涡轮进口燃气流量, $W_{tl,fig}$ 为低压涡轮特性图上查得的燃气流量。

6) 外涵喷管流量连续残量

$$\epsilon_{wno} = W_{no,in} - W_{no,cr} \quad (6)$$

式中 $W_{no,in}$ 为外涵喷管进口燃气流量, $W_{no,cr}$ 为依据外涵喷管喉道面积计算的燃气流量。

7) 内涵喷管流量连续残量

$$\epsilon_{wni} = W_{ni,in} - W_{ni,cr} \quad (7)$$

式中 $W_{ni,in}$ 为内涵喷管进口燃气流量, $W_{ni,cr}$ 为依据内涵喷管喉道面积计算的燃气流量。

通过上述分析发现:未知数个数比方程个数多一个,该模型无法求得唯一解,因此选择以燃油流量不变作为控制规律,相当于增加了一个残量方程,如下式所示。此时未知数个数等于程方程个数,该模型有唯一解。

8) 燃油流量连续残量

$$\epsilon_f = W_f - W_{f,14} \quad (8)$$

式中 W_f 为由发动机供油规律确定的燃油流量, $W_{f,14}$ 为由燃烧室出口总温计算的燃油流量。

高压轴断裂模型完全类似,在此不做赘述。

2 仿真结果

发动机轴断裂的诱因主要有两类:其一是在最大功率或负载条件下诱发涡轮轴内部缺陷的急剧扩大而直接失效;另一类是长时间连续工作条件下损伤积累。因此本文选择发动机的两个典型状态,即飞行高度为 0 km、飞行马赫数为 0 的地面起飞状态和飞行高度为 11 km、飞行马赫数为 0.8 的高空巡航状态,分别在高压轴断裂和低压轴断裂条件下进行仿真,所采用假设与文献[14]一致。仿真结果如下。

2.1 共同工作线变化分析

地面起飞状态下,低压轴断裂后的 28 ms,低压涡轮即达到其破裂转速;高压轴断裂后的 28 ms,中压压气机即发生喘振。巡航状态下,低压轴断裂后的 43 ms,低压涡轮即达到其破裂转速;高压轴断裂后的 61 ms,中压压气机即发生喘振。下面通过发动机的共同工作线对上述结果进行解释。

在巡航状态下,内涵喷管、外涵喷管、涡轮导向器均处于临界或超临界状态。而在地面起飞状态下,进气速度较低,此时外涵喷管处于亚临界状态,因此风扇在两种稳态条件下的共同工作线并不重合;低压涡轮导向器也处于亚临界状态,但接近临界状态,因此高压压气机在两种稳态条件下的共同工作线也并不重合,但相距较近。常见大涵道比民用发动机为了防喘振,会在中压压气机上设置可调放气活门,将一部分气体引入外涵,引气比例与马赫数、高压转子转速等有关。考虑到

可调放气活门的引气打破了压气机与涡轮的流量平衡,因此中压压气机在两种稳态条件下的共同工作线也并不重合。

在涡轮轴断裂后,风扇、中压压气机、高压压气机的工作状态均偏离稳态工作点(工作点变化方向如图中箭头所示),因此轴断裂发生后的共同工作线出现了不同程度的转折。其中低压轴断裂后风扇的工作线变化很小,这是由于风扇质量较大,转动惯量较大,维持原工作状态能力较强,且风扇压比本身较低,其进出口气流参数变化幅度较小,所受影响较小,所以风扇在轴断裂后的工作线偏离稳态工作线程度最小。

下面首先讨论低压轴断裂后发动机共同工作线的变化。图2~图4分别为低压轴断裂后风扇、中压压气机、高压压气机工作线的变化。

两种状态下低压轴断裂后,风扇的工作点在特性图上均向左下方移动。地面起飞状态下,折合转速下降7.5%;增压比由1.5下降至1.44。巡航状态下,折合转速下降4.63%;增压比由1.67下

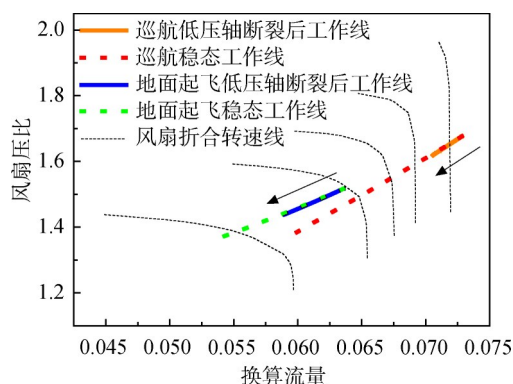


图2 低压轴断裂风扇工作线变化

Fig.2 Working line of fan with low-pressure shaft fracture

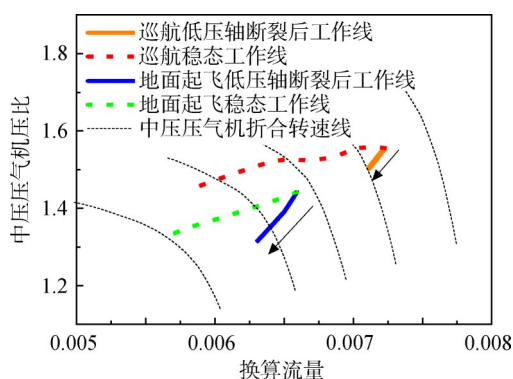


图3 低压轴断裂中压压气机工作线变化

Fig.3 Working line of medium-pressure compressor with low-pressure shaft fracture

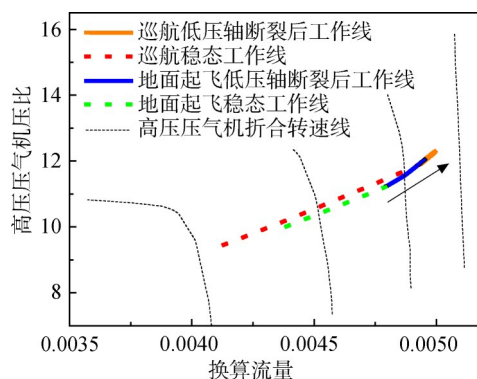


图4 低压轴断裂高压压气机工作线变化

Fig.4 Working line of high-pressure compressor with low-pressure shaft fracture

降至1.62。折合转速降低是由于低压转子物理转速降低,但进气温度仍保持不变。增压比下降也是由于物理转速降低,风扇失去功率输入,对气体的压缩能力略有下降。在低压涡轮超转之前风扇并没有喘振,这是由于外涵道的分流作用起到较好的防喘振效果,抑制了风扇喘振的发生。

两种状态下低压轴断裂后,中压压气机的工作点在特性图上均向左下方移动。地面起飞状态下,折合转速下降6.49%;喘振裕度由19.0%上升至31.6%;增压比由1.44下降至1.32。巡航状态下,折合转速下降6.49%;喘振裕度由15.7%上升至19.3%;增压比由1.56下降至1.50。折合转速与压比的变化趋势与原因与风扇类似。同样,在低压涡轮超转前中压压气机也并未发生喘振。这一方面是因为低压转子转速降低造成对来流的抽吸能力减弱,空气流量略有减小,但中压压气机之后的高压压气机仍保持较高转速,仍具有较大的做功能力和对来流的抽吸作用,使得气流在中压压气机中的流通更为顺畅;另一方面,可调放气活门对喘振也起到了一定抑制作用,因而中压压气机的喘振裕度反而有所提高。

两种状态下低压轴断裂后,高压压气机的工作点在特性图上均向右上方移动。地面起飞状态下,折合转速上升2.31%;喘振裕度由26.3%下降至24.1%;增压比由11.2上升至12.0。巡航状态下,折合转速上升1.07%;喘振裕度由24.4%下降至24.1%;增压比由11.9上升至12.3。折合转速的上升是由于低压轴断裂后风扇和中压压气机压比下降,导致进入高压压气机的气体总温下降,而高压轴转速几乎不变,所以折合转速下降。增压比升高是因为涡轮前温度升高,在喷管和涡轮导向器均处于临界状态的情况下,涡轮膨胀比及效

率可近似视为常数。因此,高压涡轮功增大,根据高压涡轮功与高压压气机功平衡关系式:

$$\frac{c_p T_{t3} [(\pi_{ch})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1]}{\eta_c} = c_{p,g} T_{t4} \left(1 - \frac{1}{\pi_{th}^{(\gamma_g-1)/\gamma_g}} \right) \eta_t \eta_m \quad (9)$$

式中 T_{t3} 为高压压气机入口温度, c_p 为比定压热容, γ 为比热比, η_t 、 η_m 分别为热效率和机械效率, η_c 为压气机效率, 下角标 g 表示燃气。可以看出等式右端增大, 要想压气机功与之平衡, 等式左端高压压气机压比必然上升。由于涡轮前温度增高导致高压涡轮导向器相对流通能力下降, 因此高压压气机喘振裕度略有下降, 但不足以引发高压压气机喘振。

倘若提高涡轮盘的破裂转速, 还可以得到在压气机和涡轮转子完整性被破坏(以及其他严重损伤发生)之前, 巡航和地面起飞两种状态下低压轴断裂后一般不会发生喘振现象, 这是由于大涵道比分排涡扇发动机较大外涵的分流作用和可调放气活门的放气对防喘振起到一定作用。

下面讨论高压轴断裂后发动机工作线的变化。图 5~图 7 分别为高压轴断裂后风扇、中压压气机、高压压气机工作线的变化。

两种状态下低压轴断裂后, 风扇的工作点在特性图上均沿着等折合转速线向喘振边界移动, 但变化幅度较小。这是由于其物理转速和进气温度都几乎不变, 所以折合转速保持不变。但由于中压压气机做功能力并未减弱, 因此中压压气机进口的流量和压力变化都很较小。对于风扇而言, 其进出口气流状态变化较小, 其工作状态所受影响较小, 因此其工作点的移动幅度也较小。

两种状态下低压轴断裂后, 中压压气机的工作点在特性图上均沿着等折合转速线向左上方移

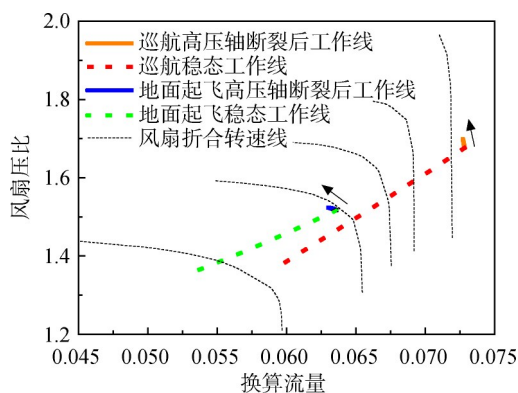


图 5 高压轴断裂风扇工作线变化

Fig.5 Working line of fan with high-pressure shaft fracture

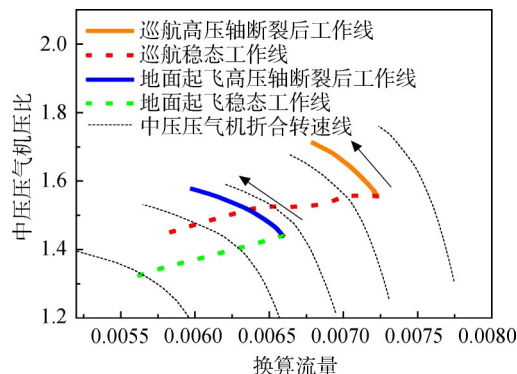


图 6 高压轴断裂中压压气机工作线变化

Fig.6 Working line of medium-pressure compressor with high-pressure shaft fracture

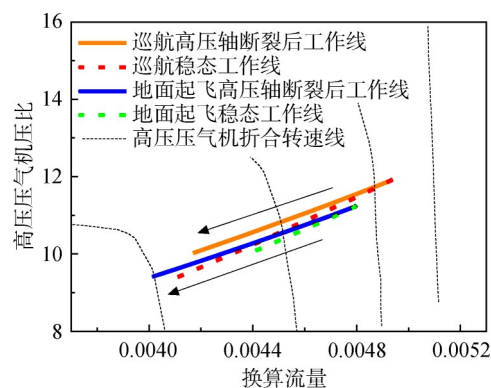


图 7 高压轴断裂高压压气机工作线变化

Fig.7 Working line of high-pressure compressor with high-pressure shaft fracture

动, 直至达到喘振边界。地面起飞状态下, 增压比由 1.44 上升至 1.58。巡航状态下, 增压比由 1.56 上升至 1.71。折合转速不变的原理与风扇相同。增压比的升高是因为涡轮前温度上升导致低压涡轮功上升, 由压气机与涡轮的功平衡原理可知低压轴上所连压气机的压比必然上升。中压压气机发生喘振的主要原因是高压压气机转速下降, 对来流气体的抽吸能力下降, 导致在高压压气机的进口前气体流通发生了阻塞, 进而导致中压压气机背压升高, 中压压气机逆压梯度更大, 气体更难被压缩, 从而引发中压压气机喘振。

两种状态下高压轴断裂后, 高压压气机的工作点在特性图上均向左下方移动。地面起飞状态下, 折合转速下降 6.26%; 增压比由 11.2 下降至 9.4。巡航状态下, 折合转速下降 6.41%; 增压比由 11.9 下降至 10.3。由于高压转子物理转速大幅降低, 而高压压气机进口温度由于中压压气机压比上升而略有上升, 两者共同作用使得折合转速大幅降低。增压比下降也是由于转速降低, 高压

压气机失去功率输入,对气体的压缩能力下降所致。由于高压压气机转速高、压比大,因此高压轴断裂对其产生的影响也大,工作点的变化幅度较风扇和中压压气机也更大。

2.2 转子转速变化分析

图 8~图 10 为低压轴断裂后,各转子物理转速变化的示意图。由图分析可知,低压轴断裂后,

由于低压涡轮失去负载,轴功无法输出,因此低压涡轮转速迅速升高;风扇和中压压气机由于失去功率输入,因此转速迅速下降。而高压轴在转动惯量的作用下仍在短暂时间内基本保持原有转速不变。在地面起飞状态下,低压轴断裂后约 28 ms 后低压涡轮达到其破裂转速;在巡航状态下,低压轴断裂后约 43 ms 后低压涡轮即达到其破裂转速。相比之下,虽然巡航状态下正常工作时低压轴转速高于地面起飞状态,但巡航状态下从低压轴断裂到轮盘破裂的间隔时间更长,风扇和涡轮盘的转速上升速率更低。在涡轮盘破裂之前,并未出现压气机喘振或轮盘超温现象,因此预防在低压轴断裂后低压涡轮超转是主被动安全设计中需要着重考虑的问题。

同理,在高压轴断裂后,低压转子转速基本保持不变而高压涡轮转速上升,高压压气机转速下降,如图 11~图 13 所示。由于风扇的质量较大,转动惯量也大,维持转速的能力较强,因此高压轴

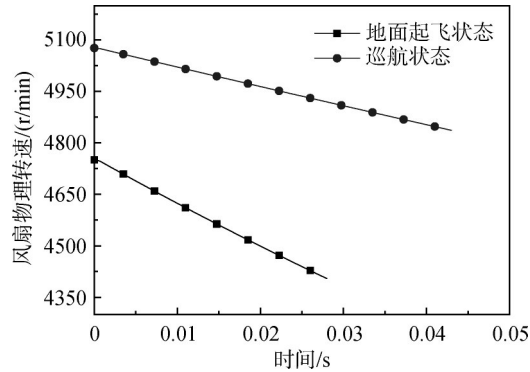


图 8 低压轴断裂风扇物理转速变化

Fig.8 Physical speed of fan with low-pressure shaft fracture

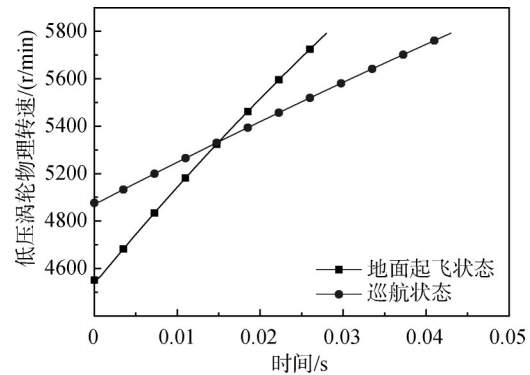


图 9 低压轴断裂低压涡轮物理转速变化

Fig.9 Physical speed of low-pressure turbine with low-pressure shaft fracture

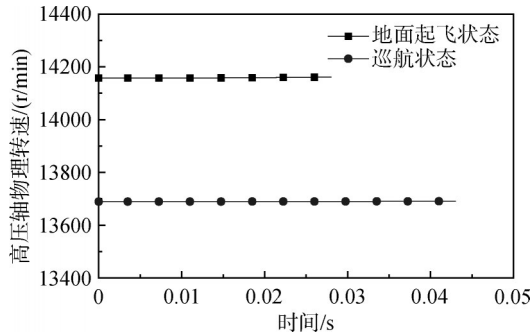


图 10 低压轴断裂高压轴物理转速变化

Fig.10 Physical speed of high-pressure shaft with low-pressure shaft fracture

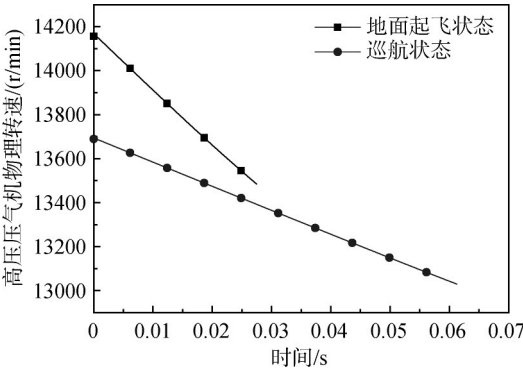


图 11 高压轴断裂高压压气机物理转速变化

Fig.11 Physical speed of high-pressure compressor with high-pressure shaft fracture

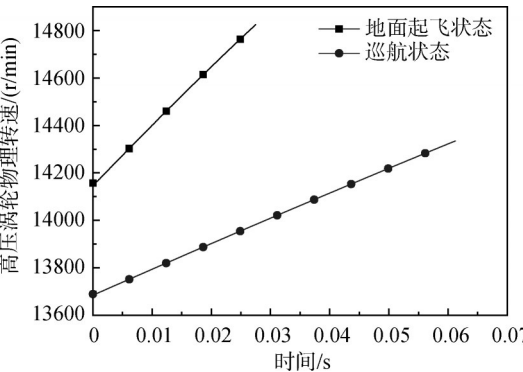


图 12 高压轴断裂高压涡轮物理转速变化

Fig.12 Physical speed of high-pressure turbine with high-pressure shaft fracture

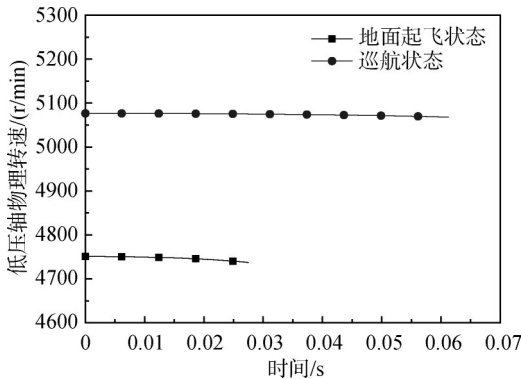


图 13 高压轴断裂低压轴物理转速变化
Fig.13 Physical speed of low-pressure shaft with high-pressure shaft fracture

断裂后高压压气机转速的降低幅度大于低压轴断裂后风扇转速的降低幅度。除此之外,还可以得知,中压压气机发生喘振时高压涡轮尚未达到其破裂转速,由于喘振会消耗大量能量,因此可以预判涡轮盘在喘振发生之后通常也不会达到破裂转速,不容易造成高能碎片非包容的危害性后果。因此,低压轴断裂可能造成的后果可能会比高压轴断裂造成的后果更为严重和不可接受。

2.3 燃烧室出口温度分析

图 14 和图 15 分别是低压轴断裂和高压轴断裂后,燃烧室出口气流温度变化示意图。在短时间内供油量不变的条件下,燃烧室油气比和燃烧室出口温度都会呈上升趋势。总体来看,在涡轮轴断裂后的短时间内,高压涡轮进口温度上升最高只有 55 K 左右,考虑到转子还有一定的热容,因此可以认为轴断裂后的短时间内一般温度上升不会超过材料的耐温极限,转子在达到破裂转速之前涡轮仍具备做工能力,依旧能够被继续加速。

2.4 和小涵道比混排涡扇发动机高压轴断裂对比

文献[14]模拟了小涵道比混排涡扇发动机高压轴断裂后的气路响应,本文模拟的大涵道比分排涡扇发动机高压轴断裂后的气路响应情况与之

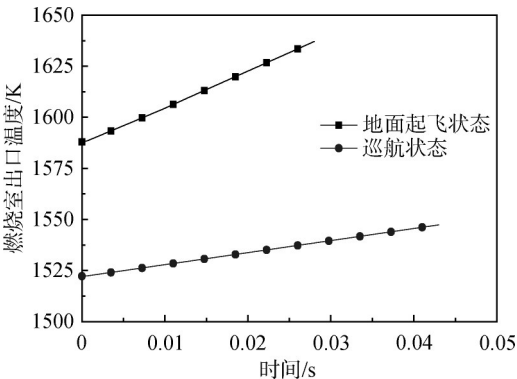


图 14 低压轴断裂燃烧室出口温度变化
Fig.14 Temperature at the combustion chamber outlet with low-pressure shaft fracture

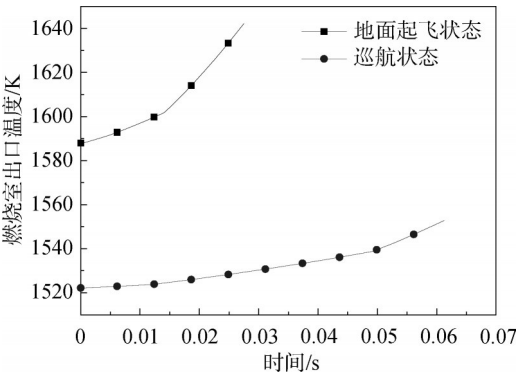


图 15 高压轴断裂燃烧室出口温度变化
Fig.15 Temperature at the combustion chamber outlet with high-pressure shaft fracture

有所不同,对比如表 1 所示。

大涵道比分排涡扇发动机和小涵道比混排涡扇发动机的常用工作条件和自身结构特点均有所不同,因此两种不同类型的发动机在高压轴断裂后呈现出不同的过渡过程响应,下面进行具体分析。

大涵道比分排涡扇发动机高压轴断裂后,其转速的下降相比于小涵道比混排涡扇发动机较为缓慢,具有更好的维持做功的能力;同时大涵道比分排涡扇发动机涡轮前温度的上升幅度较小,涡

表 1 不同种类发动机高压轴断裂结果对比

Table 1 Comparison of different engines with high-pressure shaft fracture

对比项	飞行状态	大涵道比分排涡扇发动机	小涵道比混排涡扇发动机 ^[14]
最先发生的危险事件	地面起飞	中压压气机喘振	涡轮盘超转
最先发生的危险事件	巡航状态	中压压气机喘振	高压压气机喘振
燃烧室出口温度	地面起飞	温度升高约 50 K,一般不会造成超温	温度升高约 200 K,可能超温
高压压气机喘振裕度	地面起飞和巡航状态	上升	下降

轮导向器堵塞情况也较为轻微;此外,较大外涵的分流作用与可调放气活门的放气作用都对高压压气机防喘振产生一定作用,因此大涵道比民用发动机在高压轴断裂后并未引起小涵道比军用发动机出现的高压压气机喘振现象,而是中压压气机背压升高导致逆压梯度增大占据主导造成了中压压气机喘振的后果。

在小涵道比混排涡扇发动机地面起飞状态,高压轴断裂后不超过0.12 s的时间内,涡轮前温度就超过其最高限制温度,但大涵道比分排涡扇发动机高压轴断裂后短时间内基本不会出现超温现象,主要原因是大涵道比分排涡扇发动机风扇的做功能力受高压轴断裂的影响较小,在高压轴断裂后仍能维持较强做功能力,导致风扇的空气流量下降程度小于小涵道比混排涡扇发动机,在燃油流量不变的情况下,燃烧室温升自然较小;同时大涵道比分排涡扇发动机模型的燃油流量、油气比和燃烧室出口温度本身较小涵道比混排涡扇发动机模型的更低,且从涡轮轴断裂后到发生首个危害事件的时间较短,所以在压气机喘振、涡轮转子超转等继发性危险事件发生前,涡轮前温度上升幅度没有小涵道比混排涡扇发动机快。

3 结 论

本文建立了大涵道比分排涡扇发动机低压轴断裂和高压轴断裂条件下过渡态共同工作方程,分别分析了低压轴断裂和高压轴断裂后整机气路参数的瞬态响应,结果表明:不同种类的发动机、不同的轴断裂形式、不同的工作状态均会对轴断裂条件下发动机性能响应产生影响。基于本文的仿真算例,可以得到如下结论:

1) 对于大涵道比分排涡扇发动机,在巡航和地面起飞状态下高压涡轮轴断裂时最先发生的危险均是中压压气机喘振,低压涡轮轴断裂时最先发生的危险均是低压涡轮达到其破裂转速,因此低压轴断裂所带来的危害大于高压轴断裂所带来的危害,在主被动安全设计中应谨防低压轴断裂后涡轮超转所带来的危害事故。

2) 低压轴断裂时,低压转子喘振裕度增加,高压转子喘振裕度减小,但一般不会引发高压压气机喘振。高压轴断裂时,高压转子喘振裕度增加,低压转子喘振裕度减小。

3) 大涵道比分排涡扇发动机涡轮轴断裂后,在压气机喘振、涡轮转子超转等继发性危险事件

发生前,一般不会造成涡轮前温度超温的危险。

4) 由于转子转动惯量等差别,大涵道比分排涡扇发动机高压轴断裂后最先发生的继发性危害事件为中压压气机喘振,这与小涵道比混排涡扇发动机高压轴断裂后的响应有所不同。

参考文献:

- [1] 朱日兴,白杰,王伟.航空发动机转速传感器失效下转速限制保护的 control 方法[J].科学技术与工程,2020,20(34):14308-14312.
ZHU Rixing, BAI Jie, WANG Wei. A control method of speed limit protection for aero-engine under speed sensor failures[J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(34): 14308-14312. (in Chinese)
- [2] 季鹏.发动机仿真与控制系统中的实时性技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2013.
JI Peng. Research on real-time technology in engine simulation and control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [3] 纪仓囤,樊丁.时变纯延迟发动机模型的参数辨识及控制方法[J].科学技术与工程,2013,13(2):394-397.
JI Cangtun, FAN Ding. The method of identification and control of engine model with time-varying pure delay and parameters[J]. Science Technology and Engineering, 2013, 13(2): 394-397. (in Chinese)
- [4] 陈浩.某型涡扇航空发动机涡轮轴有限元及寿命分析[D].成都:电子科技大学,2016.
CHEN Hao. Finite element analysis and fatigue life prediction of an aero-engine turbine shaft[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2016. (in Chinese)
- [5] 陆山,陈倩,陈军.航空发动机主轴疲劳寿命预测方法[J].航空动力学报,2010,25(1):148-151.
LU Shan, CHEN Qian, CHEN Jun. Method of predicted fatigue life of aero-engine's principal shaft[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1): 148-151. (in Chinese)
- [6] 王通北,陈美英.军用航空发动机主轴疲劳寿命的试验验证[J].航空发动机,2000,7(3):42-49,65.
WANG Tongbei, CHEN Meiyong. Experimental verification of fatigue life of military aero-engine spindle[J]. Aeroengine, 2000, 7(3): 42-49, 65. (in Chinese)
- [7] 崔平亮.航空发动机低压涡轮轴疲劳寿命计算分析[D].成都:电子科技大学,2014.
CUI Pingliang. Fatigue life calculation and analysis of aircraft engine low-pressure turbine shaft[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2014. (in Chinese)
- [8] 丁亮亮.某型航空发动机风扇轴疲劳寿命预测及可靠性分析[D].成都:电子科技大学,2014.
DING Liangliang. Fatigue life prediction and reliability analysis for the fan shaft of aircraft engine[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2014. (in

- Chinese)
- [9] 唐海龙,张津.面向对象的航空发动机性能仿真程序设计方法研究[J].航空动力学报,1999,14(4):421-424.
TANG Hailong,ZHANG Jin.A study of object-oriented approach for aero-engine performance simulation[J].Journal of Aerospace Power,1999,14(4):421-424.(in Chinese)
- [10] BALA A,SETHI V,GATTO E L,et al.PROOSIS-a collaborative venture for gas turbine performance simulation using an object oriented programming schema[C]//Proceedings of the 18th International Symposium on Airbreathing Engines.Beijing:ISABE,2007:1-11.
- [11] ALEXIOU A,BAALBERGEN E H.Advanced capabilities for gas turbine engine performance simulations[R].ASME Paper GT2007-27086,2007.
- [12] 唐世建,童万军.基于容积法的某涡扇发动机动态建模方法[J].航空动力学报,2013,28(3):709-713.
TANG Shijian,TONG Wanjun.Turbofan engine transient modeling based on inter-component volume method[J].Journal of Aerospace Power,2013,28(3):709-713.(in Chinese)
- [13] 刘传凯,李圆圆,李艳茹,等.涡轮轴断裂条件下空气系统强瞬变过程分析[J].北京航空航天大学学报,2016,42(1):47-53.
LIU Chuankai,LI Yuanyuan,LI Yanru,et al.Dynamic analysis of air system with fast transients in shaft failure event[J].Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(1):47-53.(in Chinese)
- [14] 刘传凯,李艳茹,邱天,等.涡轮轴断裂条件下的涡扇发动机性能建模[J].航空动力学报,2017,32(12):2855-2861.
LIU Chuankai,LI Yanru,QIU Tian,et al.Performance modeling of turbofan engine in event of shaft failure[J].Journal of Aerospace Power,2017,32(12):2855-2861.(in Chinese)
- [15] 骆广琦,刘琨,李游,等.面向对象的航空发动机性能仿真系统框架设计[J].空军工程大学学报(自然科学版),2013,14(4):1-4.
LUO Guangqi,LIU Kun,LI You,et al.A study of object-oriented approach to aero-engine performance simulation framework[J].Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition),2013,14(4):1-4.(in Chinese)
- [16] 丛靖梅,唐海龙,张津.面向对象的双轴混排加力涡扇发动机详细非线性实时仿真模型研究[J].航空动力学报,2002,17(1):65-68.
CONG Jingmei,TANG Hailong,ZHANG Jin.A study of object-oriented detailed nonlinear real-time performance simulation for a mixed-flow two-spool turbofan engine with afterburner[J].Journal of Aerospace Power,2002,17(1):65-68.(in Chinese)
- [17] WALSH P,FLETCHER P.Gas turbine performance[M].2nd.ed.Oxford,UK:Blackwell Science Limited,2004.
- [18] 骆广琦,桑增产.航空燃气涡轮发动机数值仿真[M].北京:国防工业出版社,2007.
- [19] 航空发动机手册编辑部.CFM56涡轮风扇发动机专用使用说明书[M].北京:航空工业出版社,1983.

(编辑:陈越)