

涡轮轴断裂条件下的涡扇发动机性能建模

刘传凯^{1,2}, 李艳茹¹, 邱天², 丁水汀^{2,3}

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院
飞机/发动机综合系统安全性北京市重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为了研究双轴混合排气涡扇发动机高压轴断裂失效后的动态性能,建立了轴断裂条件下涡扇发动机过渡态的共同工作方程,以及各部件考虑容积效应和气体惯性力的模型部件。在此基础上,分析了地面起飞状态和巡航状态下涡扇发动机高压轴断裂后发动机气路参数的瞬态响应规律和机理。研究表明:涡扇发动机高压轴断裂会在不超过 0.5 s 的时间内导致压气机喘振、涡轮前温度超温、涡轮转速超转等继发性危害事件。在不同飞行状态下出现的轴断裂,上述事件发生的先后次序各不相同。尤其在起飞状态下,涡轮超转事件极可能先于压气机喘振现象而发生,0.12 s 内涡轮即可达到其破裂转速。这些都需要在航空发动机被动安全设计中给予足够的重视。

关键词: 航空发动机; 轴断裂; 性能模型; 瞬态; 零维仿真

中图分类号: V228.3

文献标志码: A

Performance modeling of turbofan engine in event of shaft failure

LIU Chuankai^{1,2}, LI Yanru¹, QIU Tian², DING Shuiting^{2,3}

(1. School of Transportation Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine
Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,

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

3. Beijing Key Laboratory on Safety of Integrated Aircraft and Propulsion System,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To deal with the dynamic performance of a two-spool turbofan engine with mixed exhaust in the event of high-pressure shaft failure, the transient matching constraints of the failure turbofan engine were established and corresponding components models were built by taking volume packing effects and fluid inertia effects into consideration. On this basis, a parametric analysis was then carried out to study the regularity and mechanism of the transient response of the gas path in engine induced by shaft failure during takeoff and cruising stage. Results showed that the high pressure shaft failure of the turbofan engine could

收稿日期: 2016-05-22

基金项目: 国防基础科研计划(B2120132006)

作者简介: 刘传凯(1979—),男,讲师、硕士生导师,博士,主要从事航空发动机总体技术研究。

引用格式: 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.

lead to several hazardous events, such as compressor surge, turbine over-temperature and over-speed, within no more than 0.5 s. The time sequence of the above events changed as the shaft failure took place on different flight profile stages. Turbine over-speed was more likely to occur before compressor surge during takeoff stage and the turbine could reach its rupture speed within 0.12 s. Special attention should be paid to all of these in the engine passive safety design.

Key words: aero-engine; shaft failure; performance model; transient; zero-dimensional simulation

当航空发动机零部件出现突发性失效事件时,发动机的气路参数会在短时间内发生剧烈的变化,并可能导致难以预测的继发性危险载荷。例如,当转子轴断裂时,涡轮可能会由于突然失去负载而在短时间内超转,进而破裂并产生不可包容的高能碎片,使得局部的转轴断裂失效事件演变为灾难性的安全事故^[1]。

为避免局部零部件失效演变为整体性灾难性事故,需要在对局部突发性失效条件下的整机气路响应进行准确评估的基础上开展被动安全设计。但目前的航空发动机过渡态性能仿真研究^[2-9],极少考虑零部件突发失效后短时间气路参数响应。本文将典型双转子混合排气涡扇发动机为研究对象,建立高压涡轮轴断裂条件下的瞬态性能模型。分析轴断裂条件下发动机主流道气路参数和性能参数的动态响应机理。研究结果可为航空发动机在局部突发失效条件下的被动安全设计提供数据参考。

1 轴断裂失效条件下的性能建模

1.1 高压轴断裂条件下的共同工作方程

航空发动机性能建模一般以部件性能参数为试给变量^[10-11],基于流量连续、压力平衡、转速相等、功率平衡等共同工作条件建立残量检验方程,并进行数值迭代求解。但是,当发动机出现轴断裂失效的事件时,压气机将失去驱动力,而涡轮失去负载,整机气路随之发生剧烈的变化。在此过

程中,常规涡轮发动机性能模型中的两个基本共同工作条件(压气机和涡轮功率平衡及转速相等)将不适用。因此,对于轴断裂条件下的涡轮发动机性能建模来说,需要将压气机转速和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平衡方程。

图 1 和图 2 分别给出了典型混合排气涡扇发动机轴断裂失效的示意图,及在轴断裂的情况下发动机各部件共同工作的性能模型示意图。在高压轴断裂的情况下,性能模型中需要试凑的参数为发动机低压转子物理转速 n_l 、风扇增压比 π_{cl} 、高压压气机物理转速 n_{ch} 、高压压气机增压比 π_{ch} 、燃烧室出口总温 T_4^* 、高压涡轮物理转速 n_{th} 、高压涡轮膨胀比 π_{th} 、低压涡轮膨胀比 π_{tl} 共 8 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包括

1) 低压转子功率平衡残量

$$\epsilon_{pl} = P_{cl} - P_{tl} - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_l n_l \frac{dn_l}{dt} \tag{1}$$

式中 P_{cl} 、 P_{tl} 分别风扇功率和低压涡轮功率; J_l 为低压转子的转动惯量。

2) 高压压气机功率平衡残量

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

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

3) 高压涡轮功率平衡残量

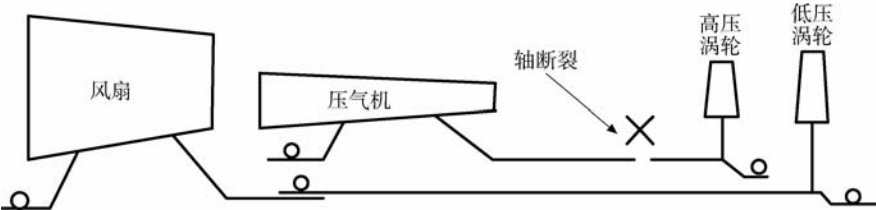


图 1 涡轮轴断裂失效示意图

Fig. 1 Schematic showing of turbine shaft failure

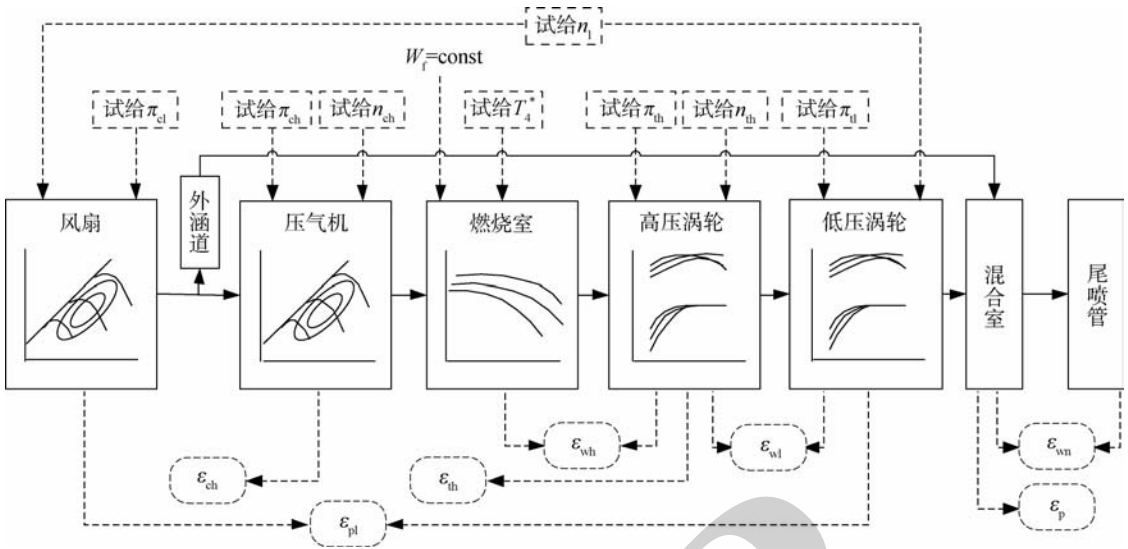


图 2 涡扇发动机轴断裂条件下的性能模型

Fig. 2 Performance model of turbofan engine in shaft failure event

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

式中 P_{th} 为高压涡轮功率; n_{th} 、 J_{th} 分别为高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) 混合器内外涵静压平衡残量

$$\epsilon_p = p_I - p_{II} \quad (6)$$

式中 p_I 和 p_{II} 分别为混合室进口处内、外涵静压。

7) 尾喷管流量连续残量

$$\epsilon_{wn} = W_{n,in} - W_{n,cr} \quad (7)$$

式中 $W_{n,in}$ 为尾喷管进口燃气流量, $W_{n,cr}$ 为依据尾喷口喉道面积计算的燃气流量。

8) 燃油流量连续残量

$$\epsilon_f = W_f - W_{f,t4} \quad (8)$$

式中 W_f 为由发动机供油规律确定的燃油流量, $W_{f,t4}$ 为由燃烧室出口总温计算的燃油流量。

在发动机几何不变和给定供油规律的情况下,该涡扇发动机轴断裂条件下的性能模型的试给参数和残量检验方程均为 8 个,模型封闭可解。发动机各部件气动热力过程及平衡残量检验方程中各变量的具体算法见文献[10-11],本文不作赘述。

1.2 部件容积效应模型

在一般的航空发动机过渡态性能仿真中^[2-8],

部件容积效应的影响都非常有限。但是,轴断裂条件下发动机气路变化要剧烈得多。建模时不仅需要考虑部件容积的“存储”效应,部件内工质的惯性力因其流速的快速变化也成为不可忽视的影响因素。

如图 3 所示,本文将部件容积效应模化为无容积理想部件与进出口两个无流阻容腔的串联组合。每一个容腔都被模化为具有一定长度的等截面流道。图中, $\bar{V}$ 表示部件的容积。

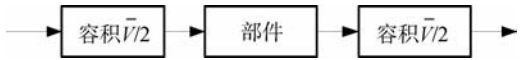


图 3 部件容积效应的简化模型

Fig. 3 Simplified model of component volume packing effect

由于快速瞬变过程中容积效应和惯性力的存在,容腔进、出口的气流参数并不相等。如图 4 所示,在容腔模型中,其进口总压 $p_{v,i}^*$ 、总温 $T_{v,i}^*$ 、流量 $W_{v,i}$ 可直接取值与上游部件对应的出口参数。而容腔出口总压 $p_{v,o}^*$ 、总温 $T_{v,o}^*$ 、流量 $W_{v,o}$ 则为待迭代修正的试给参数。

依据气体状态方程,以及总、静参数之间的热力学关系式可以得到容腔进口气体静密度

$$\rho_{v,i} = \frac{p_{v,i}^*}{RT_{v,i}^*} \left[\frac{T_{v,i}^* - u_{v,i}^2 / (2c_p)}{T_{v,i}^*} \right]^{\frac{1}{\kappa-1}} \quad (9)$$

式中 R 为气体常数; c_p 、 κ 分别为气体比定压热容和比热比;进口气流速度 $u_{v,i} = u_{cr,i} \cdot \lambda$, 其中 $u_{cr,i}$ 、 λ 分别为容腔进口的临界速度和速度系数,可以分别通过下式求得:

$$\begin{cases} u_{cr,i} = \sqrt{\frac{2\kappa RT_{v,i}^*}{\kappa + 1}} \\ q(\lambda) = \frac{W_{v,i} \cdot \sqrt{T_{v,i}^*}}{K \cdot p_{v,i}^* \cdot A_v} \end{cases} \quad (10)$$

式中 K 为常数, A_v 为容腔横截面积, 取值发动机对应位置的流道面积。

同理计算容腔出口气体静密度 $\rho_{v,o}$, 依据质量连续和能量守恒分别建立残量方程

$$\begin{aligned} \epsilon_{v,1} &= V_v \frac{d\bar{\rho}_v}{dt} - (\rho_{v,i} u_{v,i} - \rho_{v,o} u_{v,o}) A_v \\ \epsilon_{v,2} &= V_v \left(\frac{d(\bar{\rho}_v \cdot \bar{e}_v)}{dt} + \bar{\rho}_v \bar{u}_v \frac{d\bar{u}_v}{dt} + \frac{\bar{u}_v^2}{2} \cdot \frac{d\bar{\rho}_v}{dt} \right) - \\ &\quad (\rho_{v,i} u_{v,i} h_{v,i}^* - \rho_{v,o} u_{v,o} h_{v,o}^*) A_v \end{aligned} \quad (11)$$

式中容腔体积 $V_v = L \cdot A_v = \bar{V}/2$; $\bar{\rho}_v, \bar{e}_v$ 分别为容腔内气体平均静密度和平均比内能, 是进、出口对应参数的算术平均值; $h_{v,i}, h_{v,o}^*$ 分别为容腔部件进、出口气体的总比焓。

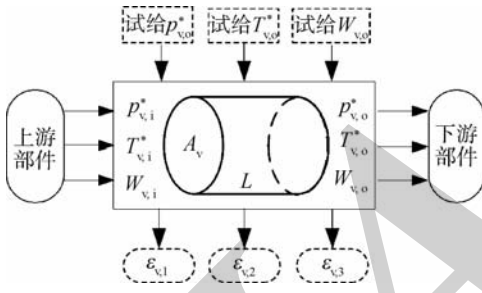


图 4 部件容腔模型
Fig. 4 Model of component cavity

假设除了容积效应和惯性力影响, 气体流过容腔不存在任何流动阻力(所有气流阻力影响以及其他气动热力过程均包含在部件算法中), 则容腔动量守恒的残量方程为

$$\begin{aligned} \epsilon_{v,3} &= V_v \frac{d(\bar{\rho}_v \bar{u}_v)}{dt} - (p_{v,i} - p_{v,o}) A_v - \\ &\quad (\rho_{v,i} u_{v,i}^2 - \rho_{v,o} u_{v,o}^2) A_v \end{aligned} \quad (12)$$

式中 $p_{v,i}, p_{v,o}$ 分别为容腔进、出口静压; $\bar{u}_v$ 为进、出口气流速度的算术平均值。

1.3 发动机轴断裂条件下性能模型的封闭性

每个容腔部件模型都包括 3 个试给变量和 3 个平衡检验残量方程。因此, 在文中第 1.1 节中的发动机性能模型中加入任意数量的容腔部件, 新增试给参数恒等于新增残量检验方程的数量, 性能模型的方程始终封闭。

需要说明, 在航空发动机的轴断裂事件中, 空气系统的气路参数也会快速响应^[12], 实际航空发

动机轴断裂条件下主流道与空气系统的耦合响应所导致轴向力突变和轮盘碰磨问题会更加复杂, 这将在今后的研究中更深入的剖析。

2 仿真分析

2.1 计算条件或假设

仿真对象为典型混合排气涡轮发动机, 选择发动机的两个典型状态, 即地面起飞状态($H=0$ km, $Ma=0$)和高空巡航状态($H=11$ km, $Ma=0.8$), 计算遭遇突发的高压轴断裂失效后整机气路的动态响应过程。为此, 建立以下计算条件和假设:

1) 由于控制系统及其作动机构存在延迟^[13-14], 在轴断裂后短时间气路响应过程中, 近似认为发动机燃油流量在轴断裂后继续保持断裂时刻的数值不变。

2) 由于转子具有一定的转动惯量, 高压涡轮在轴断裂后被加速到破裂转速需要一定时间。因此, 可以假定高压压气机和高压涡轮盘和叶片在短时间内仍然保持结构完整性并围绕轴心旋转。

3) 考虑到轴断裂后转子与机匣碰磨损耗的功率要经历一个从无到有, 逐步增大的过程。因此, 在轴断裂后的短时间内, 忽略压气机、涡轮转子与静子部件发生碰磨或摩擦损耗; 忽略高压转子轴与低压转子轴可能发生的碰磨损耗。

4) 假设轴断裂后, 在轮盘破裂或压气机喘振前, 所有部件特性仍保持不变。

5) 考虑所有部件容积效应和气流惯性力的影响, 但不考虑各部件的换热, 不考虑轴断裂后引起的转子不平衡或零部件受力变化造成的其他影响。

2.2 计算结果分析

2.2.1 轴断裂条件下的瞬态工作线

图 5 和图 6 分别给出了涡扇发动机高压轴断裂后, 风扇和高压压气机工作点的动态变化轨迹。从图中可以看出, 无论是风扇还是高压压气机, 在高压涡轮轴断裂发生后的工作点都偏离稳态工作线, 且向喘振裕度减小的方向移动。这是因为涡轮前温度快速增高导致的涡轮导向器相对流通能力下降所致。由于高压轴断裂只导致高压压气机失去驱动力, 而风扇仍然由低压涡轮驱动。因此, 高压压气机折合转速呈现快速下降的趋势。但风扇折合转速的下降幅度并不十分明显。

由于该涡扇发动机以喷口喉道面积和风扇折

合转速不变作为基本的稳态调节规律。因此,在不考虑低雷诺数效应的情况下,其地面起飞状态和高空巡航状态的稳态工作点是重合的。但在高压轴断裂失效后,地面起飞状态和高空巡航状态的瞬态工作线存在一定差异,这主要是由于两种状态响应时间的差异造成容腔效应的影响有所不同。在本文的算例中,由于外涵道的分流作用对风扇具有一定的防喘作用,因此轴断裂后高压压气机先于风扇发生喘振。

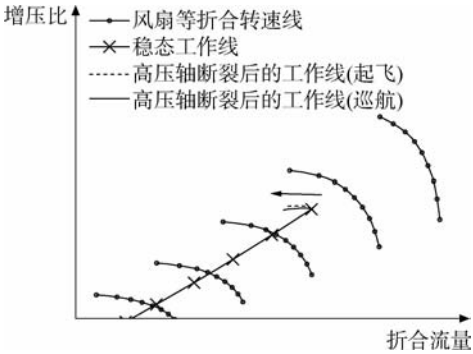


图 5 轴断裂条件下风扇工作线

Fig. 5 Working line of fan in shaft failure event

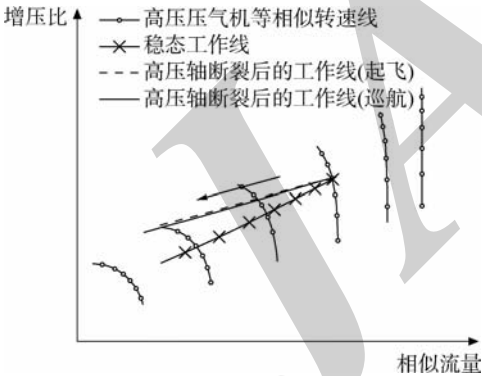


图 6 轴断裂条件下高压压气机工作线

Fig. 6 Working line of high pressure compressor in shaft failure event

2.2.2 涡轮前温度的动态响应

图 7 给出了高压轴断裂失效后涡扇发动机涡轮前温度的动态响应过程。由于高压压气机失去驱动力,其转速和流量均会在轴断裂发生后快速下降。因此,在燃烧室供油流量不变的情况下,燃烧室油气比和涡轮前温度都会呈现快速上升的趋势,并反过来加剧高压涡轮导向器喉道的堵塞,进而造成风扇、压气机的喘振裕度的降低。对于高空巡航状态,在高压压气机发生喘振前并未出现

超温。但对于地面起飞状态,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^[15]。不过,在高压压气机发生喘振前,涡轮前温度超温的累计时间只有 0.02 s 左右。考虑到部件热容的存在,这种极短暂的超温应该不足以立刻导致涡轮叶片失效,涡轮在超温后的短时间仍然具备做功能力,依然能够被继续加速。

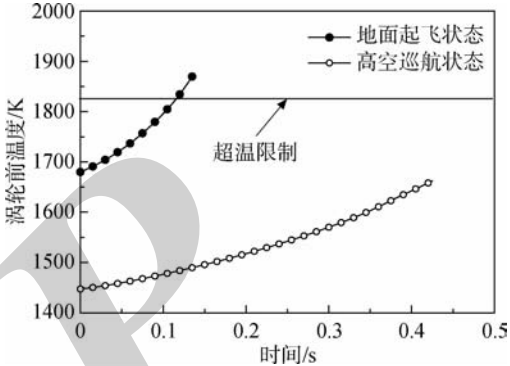


图 7 涡轮前温度的动态响应过程

Fig. 7 Temperature evolution of turbine inlet

2.2.3 转子转速的动态响应

图 8 给出了地面起飞状态下,高压轴断裂失效后发动机转速的响应过程。其中,失去驱动力的高压压气机转速快速下降,失去负载的高压涡轮转速快速上升,在不超过 0.12 s 的时间,高压涡轮就超过了轮盘破裂转速(122%最大转速)^[14]。如果高压涡轮盘能够继续承受超转载荷不破裂,那么,在轴断裂发生 0.14 s 之后,高压压气机将发生喘振。对于低压转子,在高压压气机喘振发生前,转速相对降幅不超过 3%。

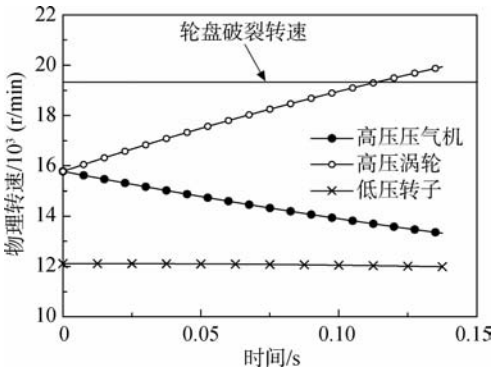


图 8 转子转速的变化过程(起飞状态)

Fig. 8 Rotor speed evolution (taking off)

图 9 给出了高空巡航状态下,高压轴断裂失效后发动机转速的响应过程。在该状态下,高压

压气机转速、高压涡轮转速、低压转子转速的动态变化趋势与地面起飞状态相似。但是,由于高空空气相对稀薄且温度相对较低,轴断裂发生前各转子的初始转速也相对较低,而转速的变化速率相对较慢。在高压压气机工作点到达喘振边界前(0.43 s),高压涡轮转速尚未超过破裂转速。

需要指出,本文的仿真模型并不能模拟高压压气机喘振后的整机气路响应。不过,可以推测,压气机喘振所导致的气体逆流、燃烧室压力骤降甚至熄火^[16-18],都会使得涡轮叶片的做功能力出现断崖式下降或完全丧失。失去驱动力的压气机仅依赖转动惯性难以从喘振状态恢复持续增压能力。因此,如果在压气机发生喘振前涡轮盘未达到破裂转速,那么在很大概率上能够避免轴断裂所引发的轮盘破裂事故。

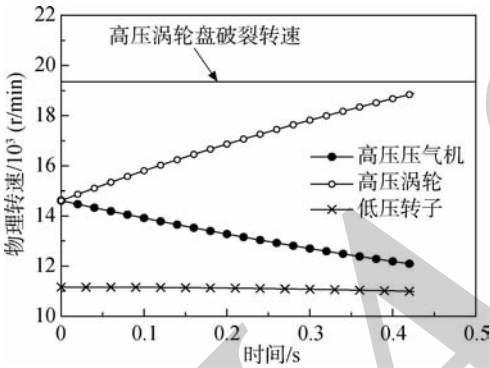


图 9 转子转速的变化过程(巡航状态)
Fig. 9 Rotor speed evolution (cruising)

2.2.4 工质流量的动态响应

图 10 和图 11 分别给出了地面起飞状态和高空巡航状态下,高压轴断裂失效后发动机工质流量的变化过程。可以看出,在轴断裂后流入发动机的工质总流量(风扇进口流量+燃油流量)与流出发动机的工质总流量(尾喷口出口流量)存在较明显的差异。这主要是由于发动机整体气路压力下降导致各部件容腔存储的工质质量减少所致。在地面起飞状态,流入和流出发动机的工质质量流量最大差异约为 3.2 kg/s;在高空巡航状态,流入和流出发动机的工质流量最大差异约为 0.45 kg/s。在压气机发生喘振前,地面起飞状态和高空巡航状态下发动机内部工质质量将分别减少约 0.3 kg 和 0.15 kg。这是因为地面起飞状态下的涡轮角加速度和整机气路参数变化速率更快,容积效应的影响更显著。

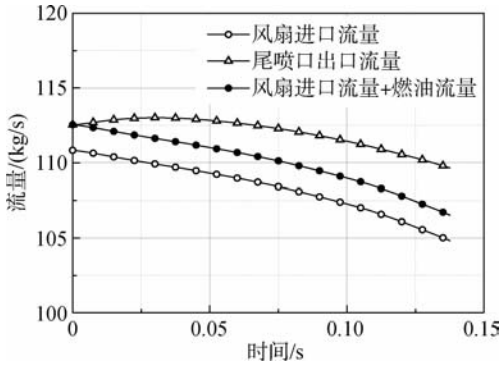


图 10 工质流量的变化过程(起飞状态)
Fig. 10 Evolution of working fluid flow rate (taking off)

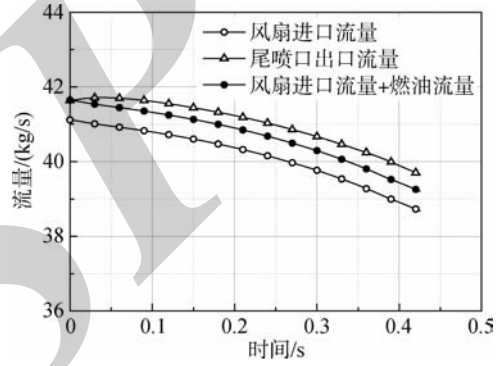


图 11 工质流量的变化过程(巡航状态)
Fig. 11 Evolution of working fluid flow rate (cruising)

3 结 论

本文建立了涡扇发动机高压轴断裂条件下过渡态共同工作方程和部件容腔模型算法,分析了涡扇发动机高压轴断裂后整机气路参数的瞬态响应。基于本文的仿真算例,可以得到如下结论:

- 1) 涡扇发动机高压轴断裂会导致高压压气机稳定工作裕度迅速下降、涡轮前温度超温、涡轮超转等继发性事件。
- 2) 高压轴断裂后、风扇和高压压气机工作点均向喘振边界快速移动,但高压压气机始终先于风扇发生喘振。在地面起飞状态和高空巡航状态下,高压压气机工作点到达喘振边界的时间分别为 0.14 s 和 0.43 s。
- 3) 在地面起飞状态下,高压涡轮盘在 0.12 s 的时间内会超过其破裂转速,同时涡轮前温度也会超温,但此时压气机尚未发生喘振。在高空巡航状态下,高压轴断裂致高压压气机发生喘振时,涡轮前温度和涡轮转速尚未超限。

4) 部件容积效应对发动机轴断裂后的气路参数的响应具有不可忽视的影响。在地面起飞状态下,流入发动机的工质总流量与流出发动机的工质总流量最多相差 3.2 kg/s,在高空巡航状态下为 0.15 kg/s。

参考文献:

- [1] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2014.
- [2] 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 aeroengine performance simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4): 421-424. (in Chinese)
- [3] BALA A, SETHI V, GATTO E L, et al. PROOSIS: a collaborative venture for gas turbine performance simulation using an object oriented programming schema[R]. Beijing: 18th International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE), 2007.
- [4] ALEXIOU A, BAALBERGEN E H. Advanced capabilities for gas turbine engine performance simulations[R]. ASME Paper GT2007-27086, 2007.
- [5] 王新月,苏三买,廉小纯. 混合排气加力涡扇发动机过渡态的数值计算[J]. 推进技术,2002,23(3):189-192.
WANG Xinyue, SU Sanmai, LIAN Xiaochun. Numerical simulation of turbofan engine with mixer afterburning under transient conditions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3): 189-192. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] 白杰,闫国辉,王大伟,等. 某涡扇发动机加速过程仿真研究[J]. 中国民航大学学报,2013,31(3):36-39.
BAI Jie, YAN Guohui, WANG Dawei, et al. Simulation of acceleration process of turbofan engine[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2013, 31(3): 36-39. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 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)
- [10] WALSH P, FLETCHER P. Gas turbine performance[M]. 2nd. Oxford: Blackwell Science Limited, 2004.
- [11] 骆广琦,桑增产,王如根,等. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2007.
- [12] 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)
- [13] 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)
- [14] 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)
- [15] 国防科学技术工业委员会. GJB241-87《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》[S]. 北京:中国质检出版社,1987.
- [16] 吴伟超. 航空发动机近喘模型建立与稳定性控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
WU Weichao. The establish of post-surge model and stability control of turbofan engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [17] 胡世民,孙健国,姜彩虹,等. 双转子发动机含喘振的动态模型[J]. 航空学报,1991,12(6):300-303.
HU Shimin, SUN Jianguo, JIANG Caihong, et al. A dynamic model of two-spool turbo-jet engine with post-stall capability[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(6): 300-303. (in Chinese)
- [18] 张海波,华伟,吴伟超. 一种基于发动机喘振实时模型的主动稳定性控制方法[J]. 航空动力学报,2013,28(5):1150-1158.
ZHANG Haibo, HUA Wei, WU Weichao. Active stability control method for turbofan engine based on post-stall mode[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1150-1158. (in Chinese)