

# 涡轴发动机动力涡轮转子失去负载转速预测

龚立锋, 熊清勇, 罗明志, 付秋菊

(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

**摘 要:** 为满足发动机适航规章 CCAR33.27 对涡轮失去负载时转子完整性的设计要求,研究涡轮失去负载瞬间转速随时间变化规律。采用多点稳态法对动力涡轮超转瞬态气动效率与转速对应关系进行研究,在此基础上,假设动力涡轮进口燃气能量不变,进而分析动力涡轮扭矩与转速的变化关系。然后采用理论力学和工程分析相结合的方法建立了动力涡轮失去负载瞬间转子转速随时间变化预测模型,并采用整机试验数据对该模型进行了验证,证明了该预测模型的合理性和准确性,建立的预测模型可为动力涡轮强度和超转保护设计提供理论依据。研究表明,动力涡轮转子失去负载后转速在 200~300 ms 上升至 160%,接近大部分轮盘破裂转速,需要在涡轴发动机超转保护设计中引起足够重视。

**关 键 词:** 涡轮; 失去负载; 适航; 转速预测; 超转保护

**中图分类号:** V235.12<sup>+</sup>1

**文献标志码:** A

## Speed prediction for power turbine rotors of turboshaft engine on loss-of-load

GONG Lifeng, XIONG Qingyong, LUO Mingzhi, FU Qiuju

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

**Abstract:** In order to meet the integrity of the rotor design requirements of the engine airworthiness regulation CCAR33.27 on turbine loses-of-load, the time-dependent law of the turbine speed on the moment of loss-of-load was studied. The multi-point steady-state method was used to study the relationship between the transient aerodynamic efficiency of the power turbine and the speed. On this basis, assuming that the power turbine inlet gas energy remains constant, the relationship between the torque and the speed of the power turbine was analyzed. Then, a combination of theoretical mechanics and engineering analysis was performed to establish a prediction model for the time-dependent change of rotor speed for the loss-of-load on a turbine, and the model was verified by engine test data, which proved the rationality and accuracy of the prediction model. The established prediction model can provide a theoretical basis for the design of power turbine strength and overspeed protection. The research results showed that the speed of the power turbine rotor can reach 160% in 200—300 ms after loss-of-load, which was close to the rupture speed of most disks. Special attention should be paid to the design of turboshaft-engine overspeed protection.

**Key words:** turbine; loss-of-load; airworthiness; speed prediction; over-speed protection

**收稿日期:** 2020-06-07

**作者简介:** 龚立锋(1981—),男,高级工程师,硕士,主要研究方向为发动机适航。E-mail:airworthiness\_capi@163.com

**引用格式:** 龚立锋,熊清勇,罗明志,等. 涡轴发动机动力涡轮转子失去负载转速预测[J]. 航空动力学报,2021,36(2):352-357.  
GONG Lifeng, XIONG Qingyong, LUO Mingzhi, et al. Speed prediction for power turbine rotors of turboshaft engine on loss-of-load[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(2): 352-357.

2010 年 10 月 4 日,空中客车 A380-842 飞机配装的 Trent 972-84 发动机由于高压和中压轴承供油的管路疲劳断裂造成滑油失火,中压涡轮轴被烧断,涡轮盘发生超转,超转保护系统未及时响应导致非包容性事故。所幸轮盘碎片未击中飞机要害部位,飞机安全返回<sup>[1]</sup>。

航空发动机涡轮通过轴系向风扇、压气机或传动系统输出扭矩<sup>[2]</sup>,中国民用航空局(CAAC)航空发动机适航规章 CCAR33.27<sup>[3]</sup>中的涡轮失去负载是指扭矩输出的传输路径断开,涡轮发出的功缺少负载来吸收,转子会发生急剧的超转现象。

轴失效是涡轮失去负载一种常见形式,在研制和运营过程中引起一系列航空发动机故障。其中危害性最大的故障是转子发生超转释放出高能碎片。轮盘非包容性破坏是造成 CCAR33.75<sup>[3]</sup>中定义的危害性后果之一,轴失效是导致涡轮盘超转破坏非常重要的因素,必须予以足够的重视,进行充分的研究。

为了降低轴失效造成的危害,国内外对涡轮轴断裂开展了一系列研究。北京航空航天大学对涡扇发动机高压涡轮轴断裂后的性能<sup>[4]</sup>和空气系统强瞬变过程<sup>[5]</sup>进行了研究和建模,研究了双转子涡扇发动机高压轴断裂失效后的动态性能,模拟了空气系统气流参数的动态响应。罗尔斯·罗伊斯公司与克莱菲尔德大学就中低压涡轮轴断裂共同开展了研究,进行了机械碰摩行为建模<sup>[6]</sup>、气动性能<sup>[7-8]</sup>和二次流建模<sup>[9]</sup>,为罗尔斯·罗伊斯公司航空发动机的超转保护设计提供了理论指导。

理论上,涡轴发动机的动力涡轮与涡扇发动机的中低压涡轮在失去负载时有相似的行为。典型涡轴发动机通常是单转子燃气发生器,某发动机研制经验表明燃气涡轮轴系断裂不会导致轮盘破裂事件。而动力涡轮失去负载除轴断裂外还包括传动系统失效的情况,此时由于燃气发生器仍在正常作为动力涡轮转子提供能量,动力涡轮转子角加速度激增。因此典型涡轴发动机涡轮失去负载的情况对动力涡轮的危害性更大。

涡轮失去负载情况发生时,由于电子超转保护触发和响应需要时间,燃油切断后燃烧室中的余油燃烧仍在释放能量使动力涡轮转子转速进一步增加,试验经验表明,动力涡轮失去负载后 300 ms 左右的时间内转子转速会急剧上升至接近轮盘破裂转速,电子超转保护是否能发挥应有的作用尚未可知,对航空器安全产生威胁。

本文以某型涡轴发动机动力涡轮转子为研究对象,建立动力涡轮失去负载后的转速预测模型,并根据该发动机整机试验结果进行验证,为涡轴发动机(下文简称为发动机)动力涡轮超转保护方式和轮盘强度设计提供参考。

# 1 动力涡轮超转转速预测模型

## 1.1 预测条件

现行 CCAR33.27 要求考虑失效导致的超转转速,但未明确失效时发动机状态。最新的美国联邦航空局(FAA)发动机适航规章 FAR33.27<sup>[10]</sup>和该条款的咨询通告 AC33.27-1A<sup>[11]</sup>以及欧洲航空安全局(EASA)发动机适航规章 CS-E840<sup>[12]</sup>均对涡轴发动机在 30 s 和 2 min 一台发动机不工作(OEI)额定功率状态有特殊要求,即涡轮失去负载时轮盘转速不再提高 5% 的裕度,而其他额定功率要求轮盘转速需要提高 5% 的裕度。原因在于 30 s 和 2 min OEI 额定功率使用频率低,主要使用场景是在起飞和着陆过程中<sup>[13]</sup>,用于使直升机快速爬升到安全高度或空速条件来规避航线上的障碍物,飞行员没有足够的时间和机会重新启动空停的发动机。

通常,在可靠的超转保护下,涡轮失去负载时动力涡轮最终转速取决于超转保护,比如叶片脱落或转静子碰摩刹车等,与功率关系不大。本文选取发动机常见的连续 OEI 功率作为输入条件,燃气发生器转速和动力涡轮进口温度( $T_{45}$ )选取该功率的限制值,动力涡轮转速( $N_p$ )选取正常工作转速。

涡轴发动机动力涡轮失去负载可能是由于传动系统失效所导致,止推轴承也可能布置在转子后端,这两种情况均会出现动力涡轮失去负载后转子不后移的现象。因此本预测方法不考虑失去负载后动力涡轮转子后移与静子碰摩减速的情况,使预测方法更保守。

## 1.2 某型涡轴发动机相关参数

某型涡轴发动机进行了动力涡轮叶片脱落整机试验,试验时将电子超转保护系统屏蔽,在连续 OEI 功率限制值下将动力涡轮轴与水力测功器间的剪切轴切断,模拟了涡轮失去负载的情况。该发动机在切断剪切轴前发动机参数见表 1,表中  $N_{p0}$  为剪切轴切断时动力涡轮初始转速,  $M_0$  为剪切轴切断时动力涡轮初始扭矩,  $I$  为动力涡轮转子转动惯量。

表 1 某型涡轴发动机相关参数(剪切轴切断时)

Table 1 Relative parameters of a turboshaft engine (when shear shaft was cut-off)

| $N_{p0}/\%$ | $M_0/(\text{N} \cdot \text{m})$ | $I/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$ |
|-------------|---------------------------------|----------------------------------|
| 100.3       | 473                             | 0.094 43                         |

在剪切轴切断后 260.2 ms 时,  $N_p$  达到 146.7%, 此时动力涡轮叶片全部脱落, 该发动机以此方式来保证动力涡轮盘在失去负载时的完整性。在动力涡轮叶片脱落后该发动机继续工作超过 15.7 s 后试验台操作员关闭发动机。

1.3 预测假设

在进行动力涡轮失去负载后转速预测时, 本文采取如下假设:

- 1) 短时间内动力涡轮进口气流参数保持不变。
- 2) 轮盘的气流摩擦力不随转速变化而变化, 轴承摩擦阻力矩远小于气动扭矩, 忽略不计。因此三维仿真计算时仅考虑叶片气流摩擦力随转速的变化。
- 3) 在极短的时间内, 如 0.1 ms, 动力涡轮气动扭矩恒定, 即轮盘角加速度恒定。
- 4) 假设稳态分析方法适用于超转过程中动力涡轮气动效率瞬态分析。

1.4 预测方法

本文采用理论力学和工程分析相结合的方法预测动力涡轮失去负载后的转速变化, 分析步骤如下:

- 1) 首先分析动力涡轮气动扭矩( $M$ )与  $N_p$  之间的关系, 分析范围从  $N_p = 100\%$  至轮盘破裂转速。

本文采用 CFD 三维仿真技术<sup>[14]</sup> 分析该发动机动力涡轮效率与转速之间的关系, 该分析方法成熟, 且按文献[15]的方法在多型涡轴发动机上进行过部件和整机试验校准。分析过程中保持动力涡轮进口气流参数不变, 从  $N_p = 100\%$  开始计算, 每 5% 选取一点, 由于该发动机在  $N_p = 146.7\%$  时动力涡轮叶片断裂, 因此只计算至  $N_p = 160\%$  转速。计算  $N_p$  与动力涡轮效率  $\eta$  的关系见图 1。

根据动力涡轮失去负载前转速  $N_{p0}$ 、扭矩  $M_0$  及效率  $\eta_0$ , 计算动力涡轮进口初始燃气功率  $P_g$ <sup>[16]</sup>。

$$P_g = \frac{N_{p0} M_0}{\eta_0} \tag{1}$$

式中  $\eta_0$  为  $N_p = 100.3\%$  时动力涡轮效率。

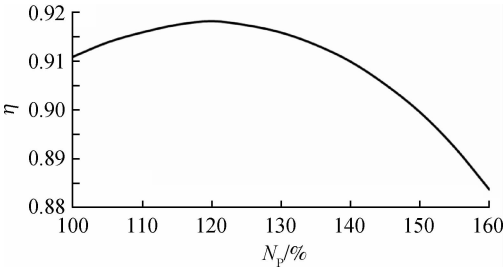


图 1  $\eta$  随  $N_p$  变化曲线  
Fig. 1 Curve of  $\eta$  versus  $N_p$

由于前述假设动力涡轮进口燃气功率  $P_g$  保持不变, 根据各转速下动力涡轮效率变化关系计算各转速下的气动扭矩

$$M = \frac{P_g \eta_0}{N_p} \tag{2}$$

根据式(2)计算的动力涡轮转速  $N_p$  与气动扭矩  $M$  见图 2。

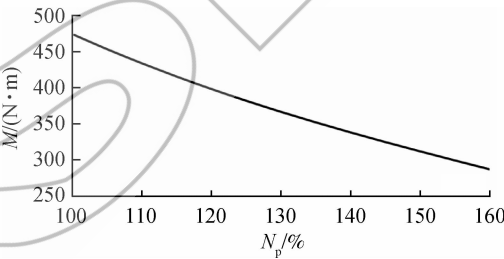


图 2  $M$  随  $N_p$  变化曲线  
Fig. 2 Curve of  $M$  versus  $N_p$

采用文献[17]介绍的多项式曲线拟合方法将图 1 曲线在拟合优度  $R^2 = 1.000\ 0$  下, 拟合后的气动扭矩与转速之间的关系用见下述公式:

$$M = N_{p0} \times M_0 \times (a_1 N_p^3 + a_2 N_p^2 + a_3 N_p + a_4) \tag{3}$$

式中  $a_1 = -1.3176 \times 10^{-14}$ ;  $a_2 = 1.4390 \times 10^{-10}$ ;  $a_3 = -6.2956 \times 10^{-7}$ ;  $a_4 = 1.2832 \times 10^{-3}$ 。

- 2) 根据理论力学公式<sup>[18]</sup> 计算轮盘的角加速度, 用如下公式表示:

$$\alpha = \frac{M}{I} \tag{4}$$

式中  $\alpha$  为动力涡轮转子角加速度 ( $\text{rad/s}^2$ );  $I$  为动力涡轮转子转动惯量 ( $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ )。

- 3) 在极短的时间内, 轮盘的角加速度可认为不变, 计算极短的时间内轮盘转速的变化, 用如下公式表示:

$$N_{p,t+\Delta t} = N_{pt} + \frac{M}{I} \Delta t \tag{5}$$

式中  $N_{p,t+\Delta t}$  为  $t + \Delta t$  时刻转子转速 ( $\text{rad/s}$ );  $N_{pt}$  为

$t$  时刻转子转速 (rad/s);  $\Delta t$  为时间步长。  $t$  为零即为涡轮失去负载时刻, 此时  $N_{p0}$  即为 100.3%。

4) 将式(3)代入式(5), 时间步长  $\Delta t$  设为 0.1 ms, 迭代计算  $N_p$  随时间变化规律, 计算结果如图 3 所示。

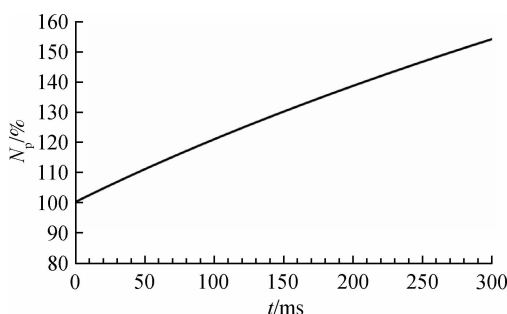


图 3 预测的  $N_p$  转速随时间变化曲线

Fig. 3 Curve of predicted  $N_p$  versus time

在拟合优度  $R^2 = 1.0000$  下, 将  $N_p$  与时间  $t$  进行拟合, 拟合后的某发动机动力涡轮失去负载后  $N_p$  与时间之间的关系用如下公式表示:

$$\frac{N_p}{N_{p0}} = 1 + \frac{M_0}{I} (b_1 t^3 + b_2 t^2 + b_3 t) \quad (6)$$

式中  $b_1 = 2.8486 \times 10^{-4}$ ;  $b_2 = -3.8904 \times 10^{-4}$ ;  $b_3 = 4.4858 \times 10^{-4}$ 。  $\frac{M_0}{I}$  是每型发动机固有参数, 使预测模型适用于典型涡轴发动机。

根据上述预测模型计算结果, 当发动机处于扭矩为  $473 \text{ N} \cdot \text{m}$  的连续 OEI 功率状态时, 动力涡轮转子在 252.5 ms 即可达到叶片断裂转速 146.7%, 在 345 ms 时即可达到 160%, 已接近大部分动力涡轮盘的破裂转速。当发动机处于扭矩为  $550 \text{ N} \cdot \text{m}$  的 30 s OEI 最高功率状态时, 动力涡轮转子在 211.3 ms 即可达到叶片断裂转速 146.7%, 在 285 ms 时即可达到 160%。通过以上分析可得出 16% 的初始扭矩变化对时间预测结果影响可达 21%, 即发动机初始功率状态对动力涡轮在失去负载后的时间影响占主要作用。

由上述预测结果可知, 动力涡轮在失去负载后转速在极短时间内可达到破裂转速, 因此需要对涡轮失去负载的情况引起足够的重视, 设计出能快速响应的动力涡轮超转保护方式。针对涡轮轴失效的问题, EASA 为轴失效的适航审查给出了审定指导<sup>[19]</sup>, 以确保在发动机在涡轮轴失效时航空器的飞行安全, 该审定指导可为防止涡轮失去负载的设计提供参考。

## 2 预测模型验证和误差分析

### 2.1 预测模型验证

由于缺少该型发动机在剪切轴切断后动力涡轮转速变化全过程的数据, 仅采用当  $t = 260.2 \text{ ms}$  时刻和  $N_p = 146.7\%$  的数据进行验证。

当以时刻  $t = 260.2 \text{ ms}$  为已知条件时, 根据预测模型计算的  $N_p$  为 147.9%, 与试验实测转速 146.7% 的误差为  $(147.9 - 146.7)/146.7 = 0.82\%$ , 预测误差在 5% 范围内, 属于工程可接受的范围且更保守。

当以  $N_p = 146.7\%$  目标转速为已知条件时, 根据预测模型计算的时刻  $t = 252.5 \text{ ms}$ , 与试验实测 260.2 ms 的误差为  $(260.2 - 252.5)/260.2 = 2.96\%$ , 预测误差在 5% 范围内, 属于工程可接受的范围。预测时间偏小对于需要快速响应的超转保护系统的设计需求来说更保守。

### 2.2 误差和假设分析

本预测方法与试验测量之间的误差主要来源于假设、气动效率三维仿真方法、理论计算与工程应用和试验测量误差。

1) 假设动力涡轮失去负载后燃气发生器输出能量不变, 即动力涡轮进口气流参数不变。实际发动机在试验时, 不移动功率控制杆的情况下, 由于该发动机采用  $N_p$  恒转速控制, 控制系统检测到  $N_p$  超限, 此时控制系统减少供油来降低  $N_p$ 。根据本预测模型计算  $N_p$  从 100% 至触发限制条件的 107% 需要 31 ms。该发动机另一试验表明控制系统检测到超限到燃油系统执行动作时间约 50 ms<sup>[20]</sup>, 因此燃油调节时间不足 185 ms, 可以认为燃气发生器输出的能量变化极小, 且呈下降趋势, 动力涡轮进口燃气能量保持不变的假设不仅合理而且更保守。

2) 假设中没有考虑轮盘的气流摩擦力随转速变化及轴承摩擦阻力矩, 由于轮盘和轴承转速越高摩擦阻力矩越大且呈指数增长, 会阻碍转速上升过快, 不考虑摩擦阻力矩变化更保守。

3) 通过计算结果分析, 在 0.1 ms 内, 转速上升不足 5 r/min, 气动扭矩变化不足 0.02%, 且气动扭矩呈下降趋势, 在 0.1 ms 内轮盘角加速度恒定的假设合理且偏保守。

4) 从图 1 和图 2 可看出, 动力涡轮扭矩曲率变化远小于效率曲率变化, 并通过合理改变动力涡轮气动效率与转速关系曲线发现对预测结果影

响非常小,可忽略不计,采用多点稳态分析方法代替动力涡轮气动效率瞬态分析合理。

5) 试验测量误差也是转速预测误差一个因素,某型发动机动力涡轮叶片脱落试验的采用数据采集系统采集时间和转速,数据采集系统的时间和转速测量误差相对本文研究内容来说均非常小,可忽略不计。

模型预测结果与试验结果对比分析表明:本预测模型对某型涡轴发动机动力涡轮失去负载后的转速和时间预测精度高且偏保守,该方法可为其他涡轴发动机动力涡轮失去负载后的转速和时间预测提供参考。

### 3 后续研究方向

在本文研究的基础上,后续还可对以下方向进行研究:一方面将本预测方法通用化;另一方面可评估动力涡轮电子超转保护有效性,以确定动力涡轮在电子超转保护之外是否需要其他保护方式,如涡轮叶片脱落超转保护方式。

1) 研究不同型号的动力涡轮在超转过程中气动扭矩与转速之间的关系,找出通用的规律,可供典型涡轴发动机设计初期评估动力涡轮超转转速。

2) 通过研究不同型号的电子超转保护系统响应时间试验,总结典型涡轴发动机电子超转保护系统响应时间范围,结合本文研究成果,给出合适的响应时间范围。

3) 通过部件试验研究在燃油切断后从燃油喷嘴中喷出的燃油流量与时间的关系,以研究余油能量的规律。

4) 通过研究各型号涡轴发动机意外停车过程中的整机试验数据,总结动力涡轮扭矩在燃油切断后随时间变化规律,研究余油能量的转化规律。

5) 通过上述研究结果,评估动力涡轮电子超转保护有效性,为超转保护设计提供依据。

### 4 结论

本文提出了涡轴发动机动力涡轮失去负载后转速预测模型及模型假设,分析并验证了动力涡轮转速随时间的变化规律和假设的合理性,可为典型涡轴发动机动力涡轮强度和超转保护设计提供理论依据。基于本文的预测模型,可得出如下结论:

1) 发动机初始功率状态对动力涡轮在失去负载后的转速变化速率占主要作用。

2) 动力涡轮气动效率在合理范围内变化对本预测模型影响较小,采用多点稳态分析方法进行瞬态分析的预测模型分析结果与试验结果吻合性较好,本文采用的假设合理。

3) 预测模型较整机试验数据保守,误差小于5%,在工程可接受的范围内。

4) 在连续 OEI 功率状态下,动力涡轮失去负载后转速可在 300 ms 左右达到轮盘破裂转速。

5) 在 30 s OEI 功率状态下,动力涡轮失去负载后转速可在 200 ms 左右达到轮盘破裂转速。

### 参考文献:

- [1] Australian Transport Safety Bureau. In-flight uncontained engine failure-overhead Baram Island, Indonesia-4 November 2010. VH-OQA, Airbus A380-842[R]. Australian Transport Safety Bureau, AO-2010-089, 2010.
- [2] 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,2006.
- [3] 中国民用航空局. 航空发动机适航规定:CCAR-33R2[S]. 北京:中国民用航空局,2011:11-12.
- [4] 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)
- [5] 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)
- [6] PSARRA A. Gas turbine shaft failure modelling friction and wear modelling of turbines in contact[D]. Bedfordshire, UK: Cranfield University, 2010.
- [7] GALLAR L. Gas turbine shaft over-speed/failure performance modelling[D]. Bedfordshire, UK: Cranfield University, 2010.
- [8] SORIA C. Gas turbine shaft over-speed/failure performance modelling; aero/thermodynamics modelling and overall engine system response[D]. Bedfordshire, UK: Cranfield University, 2014.
- [9] CALCAGNI C. Secondary air system dynamics modelling during shaft failure[D]. Bedfordshire, UK: Cranfield University, 2008.
- [10] Federal Aviation Administration. Turbine, compressor, fan, and turbosupercharger rotors [EB/OL]. [2020-04-28]. [https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=6ffffc64f8329f68636e14d6a6cf16d1&mc=true&node=se14.1.33\\_127&rgn=div8](https://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?SID=6ffffc64f8329f68636e14d6a6cf16d1&mc=true&node=se14.1.33_127&rgn=div8).

[11] Federal Aviation Administration. Engine and turbosuper-charger rotor overspeed requirements of 14 CFR § 33. 27; AC No. 33. 27-1A[S]. Washington DC; Government Publishing Office,2011;7-8.

[12] European Union Aviation Safety Agency. Certification specifications and acceptable means of compliance for en-gines;CS-E[S]. Cologne;European Union Aviation Safety Agency,2018;1-E-27-1-E-28.

[13] Federal Aviation Administration. Guidance for 30-second and 2-minute one-engine-inoperative (OEI) ratings for ro-torcraft turbine engines; AC No. 33-7A[S]. Washington DC;Government Publishing Office,2009;2.

[14] ANDERSON J D. Computational fluid dynamics;the basics with applications[R]. New York;McGraw-Hill,1995.

[15] AIAA. Guide for the verification and validation of compu-tational fluid dynamics simulations[R]. AIAA-98-077,1998.

[16] SARAVANAMUTTOO H I H,ROGERS G F C,COHEN H. Gas turbine theory[M]. Edinburgh,Scotland;Longman Imprint,2009.

[17] 艾自胜,张长青,单连成,等. Excel 在曲线拟合中的应用 [J]. 苏州大学学报(医学版),2008,28(5):759-762. AI Zisheng,ZHANG Changqing,SHAN Liancheng,et al. The application of excel in curve fitting[J]. Suzhou Uni-versity Journal of Medical Science,2008,28(5):759-762. (in Chinese)

[18] 哈尔滨工业大学理论力学考研室. 理论力学[M]. 北京:高 等教育出版社,2016.

[19] European Union Aviation Safety Agency. Certification memorandum-turbine over-speed resulting from shaft fail-ure[R]. Brussels;European Union Aviation Safety Agency EASA CM-PIFS-003,2012.

[20] 张塘卫. 某型涡轴发动机动力涡轮超转保护响应时间测试 [J]. 电子测试,2016(15):41-43. ZHANG Tangwei. Response time test for overspeed pro-tection in the power turbine of a turbo shaft engin[J]. E-lectronic Test,2016(15):41-43. (in Chinese)

(编辑:李岩梅、陈 越)