

文章编号:1000-8055(2013)12-2836-06

基于高压涡轮叶片寿命损耗的 航空发动机功率控制

刘葆华^{1,2}, 黄金泉¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214000)

摘 要: 提出了基于高压涡轮(HPT)叶片寿命损耗计算的功率控制策略. 通过飞机和发动机模型在不同环境条件下进行飞行任务仿真, 得到推力需求及 HPT 叶片温度等参数, 采用逆向工程方法进行 HPT 叶片寿命损耗计算. 结果表明: 在满足推力需求的同时, 采用降低 HPT 叶片温度的控制策略能明显减少在不同环境条件下 HPT 叶片寿命损耗. 通过不断调整发动机高压涡轮环境温度使之工作在推力需求基线附近, 达到了有效延长发动机寿命的目的, 验证了高压涡轮叶片寿命损耗计算方法简单可行. 表明基于 HPT 叶片寿命损耗的发动机功率控制降低发动机寿命周期成本的有效性.

关 键 词: 航空发动机控制系统; 高压涡轮叶片; 功率控制; 蠕变; 寿命周期成本

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Aero-engine power control based on life consumption of high pressure turbine blade

LIU Bao-hua^{1,2}, HUANG Jin-quan¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Aviation Motor Control System Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214000, China)

Abstract: Engine rating control strategy based on the life consumption of high pressure turbine (HPT) blade was put forward. The thrust requirement temperatures of HPT blade in various environments were obtained by flight mission simulation using aircraft and engine models. Reverse engineering method was used to calculate the life consumption of HPT blade. Results show that the control strategy of reducing HPT blade' temperature can significantly cut down the life consumption of HPT blade in various conditions while meeting the thrust requirement. It verifies that the life consumption calculation method of HPT blade is simple and feasible. By continuously adjusting the engine HPT environment temperature approaching the thrust requirements baseline, the service life of the engine could be effectively extended. Results state that the engine rating control based on the life consumption of HPT blade is effective to reduce the engine life cycle cost, playing a significant role for civil aviation engine control and operation.

Key words: aero-engine control system; high pressure turbine (HPT) blade; power control; creep damage; life cycle cost

收稿日期:2012-11-09

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131111.1602.027.html>

作者简介: 刘葆华(1973—), 男, 江苏盐城人, 高级工程师, 博士生, 主要研究方向为航空发动机控制与仿真、电子控制器设计与仿真.

传统的发动机控制以推力或轴功率最大化为目的,高压比和较高的涡轮环境温度使得发动机工作在较高效率的工作点上^[1-2],但是性能最大化导致热负荷和机械负荷增加,其最显著的代价是减少了发动机的部件寿命.对民用航空发动机和工业燃气涡轮,延长部件使用寿命以减少运行和维护费用是使用者特别关心的问题^[3-4].

一些文献讨论了发动机机械结构的耐久性和机械失效^[5-6].在发动机部件中,高压涡轮叶片遭受最严酷的高温高压的工作状态.涡轮叶片的失效对发动机和飞机会导致严重的后果.因此本文选择高压涡轮叶片的寿命损耗作为代表讨论功率控制对其影响.

1 部件寿命损失评估

1.1 损伤模式

发动机涡轮叶片通用失效模式有以下几种类别:

1) 早期失效,多发生在刚开始工作不久.
2) 由于外部因素引起的失效,如腐蚀、氧化、硫化以及异物损伤.由于外部因素发生的随机性,这类失效的预测比较困难.

3) 第三类是运行中直接失效,热负载和机械负载作用在涡轮叶片上导致叶片裂纹或解体.主要的失效机理包括蠕变、机械疲劳和热疲劳^[7].

当涡轮叶片暴露在 1000℃ 以上的高温环境中,热疲劳和蠕变是主要的失效模式,机械的低周疲劳失效是比较少的^[7-8].在一定温度下,蠕变是材料变形的累积,当温度升高时,在一定负载的情况下蠕变率增加.实际中蠕变受温度、应力、耐久时间等多种因素影响.当温度超过材料熔点一半时,蠕变将加速.蠕变是高压涡轮的典型工作环境(高温高压)下的首要失效模式.

蠕变如图 1 可分为多个阶段:通常如果温度和应力越小,第 II 段的蠕变率减小,部件的整个蠕

变寿命就越长.

1.2 寿命损伤的评估方法

1.2.1 Larson-Miller 等式

评估发动机涡轮的蠕变寿命是非常复杂的过程.因此首先要建立一个简单、准确的涡轮叶片蠕变寿命模型. Larson-Miller 参数是著名的时间-温度参数之一,尽管仅用了温度、压力和时间参数去评估寿命,并采用了一些假设,在实际应用中仍有足够的准确度.等式如下:

$$L_{pm} = T(\lg t_r + C)/1000 \quad (1)$$

式中 T 为温度; t_r 为断裂的时间单位为小时, C 为常数(根据经验为 20); L_{pm} 是 Larson-Miller 参数.

因此断裂的时间为

$$t_r = 10^{\left(\frac{1000L_{pm}}{T} - 20\right)} \quad (2)$$

假设材料的 L_{pm} 是 35,材料的温度为 1010K,根据上式可得到 t_r 为 10000h.可以估算出材料的温度降低 15K,蠕变的寿命将延长 1 倍.

1.2.2 蠕变损伤的累积

根据的温度、压力和时间可以计算蠕变损伤.可以按 Miner 定理把每段任务剖面的损伤相加得到整个任务剖面的蠕变损伤.

Miner 定理如下:

$$\phi_c = \sum_{i=1}^n \frac{t_{hi}}{t_{fi}} \quad (3)$$

式中 ϕ_c 为蠕变损伤的累积, n 为任务中每段数, t_{hi} 为第 i 段的工作累积时间, t_{fi} 为第 i 段断裂的时间.

任务的蠕变时间可由下式表示:

$$t_c = \frac{1}{\phi_c} = \frac{1}{\sum_{i=1}^n \frac{t_{hi}}{t_{fi}}} \quad (4)$$

1.2.3 涡轮叶片温度估计方法

由于涡轮叶片复杂的几何形状和温度场分布,得出精确的涡轮叶片温度也是非常困难的.通常叶片的冷却系数 ϵ_0 可以表示为

$$\epsilon_0 = \frac{T_g - T_{met}}{T_g - T_{cl}} \quad (5)$$

式中 T_g 为气体总温, T_{met} 为金属的温度, T_{cl} 为冷却剂的总温.

在非设计点涡轮叶片的冷却效率基本保持常数^[9],当 T_g 和 T_{cl} 通过发动机仿真得到的话,就可以通过下式得到涡轮叶片的温度:

$$T_{met} = T_g - \epsilon_0 (T_g - T_{cl}) \quad (6)$$

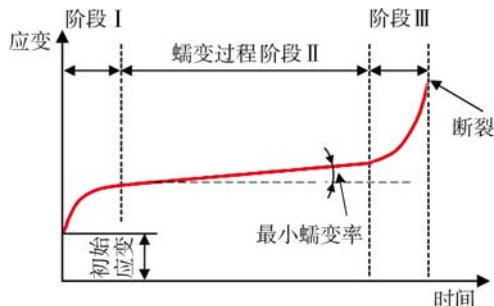


图 1 典型的蠕变曲线

Fig. 1 Typical creep curve

通过该逆向工程方法采用较少的参数就能准确地计算出高压涡轮叶片寿命。

2 功率控制的策略

2.1 功率设定

因为发动机油门杆位置的功率设定参考值对发动机进口条件的依存度较高,所以必须建立参考值与外界压力、外界温度和飞机马赫数的函数关系。这些功能通过查询电子控制器内的数据表或通过计算液压机械控制系统中的凸轮机械设备表面周线来实现^[10]。不完全功率是指油门杆在慢车和起飞(take-off)功率之间任意位置时生成的发动机功率。

2.2 功率控制的策略

满足发动机高压涡轮温度限制有不同的控制策略:

1) 设定较高的 HPT 叶片的温度限制值,发动机运行在较高的涡轮进口温度(T_{et} ,量符号记为 T_{et})状态,以满足不同发动机进口条件下的性能要求。由于高压涡轮叶片有较高的温度,这种工作状态下发动机的寿命损耗是最大的,如图 2。

2) 发动机通过不断调整 HPT 的温度运行在性能基线附近。由于 HPT 的叶片温度降低了,在图 3 中(阴影部分)可以看到发动机涡轮寿命的延长。这种方式需要控制器根据进口条件不断的调节涡轮进口温度^[11]。

发动机可以通过不同的功率设定和稳态、加速、减速计划,对发动机的慢车功率、起飞功率以及加

减速的控制逻辑进行调整,发动机基本控制逻辑见图 4^[4]。图中 N_1 为低压压气机转速, N_2 为高压压气机转速, EPR 为发动机压比, p_3 为高压压气机出口压力。在保证发动机基本性能的条件下,减少发动机气路部件损伤,延长发动机在翼时间,降低运营成本。

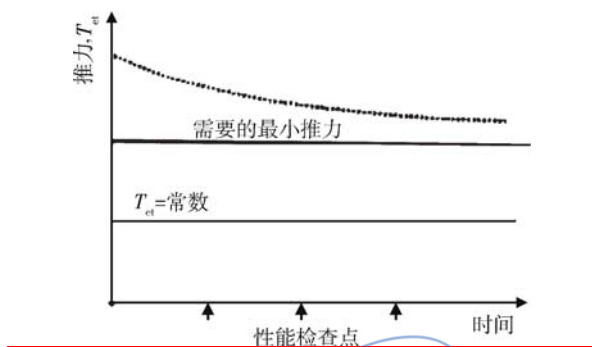


图 2 基于性能的控制模式

Fig. 2 Control mode based on performance

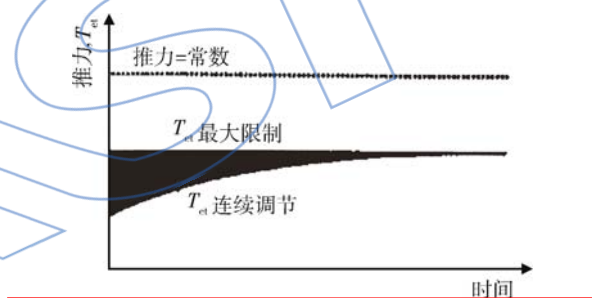


图 3 基于需求的控制模式

Fig. 3 Control mode based requirement

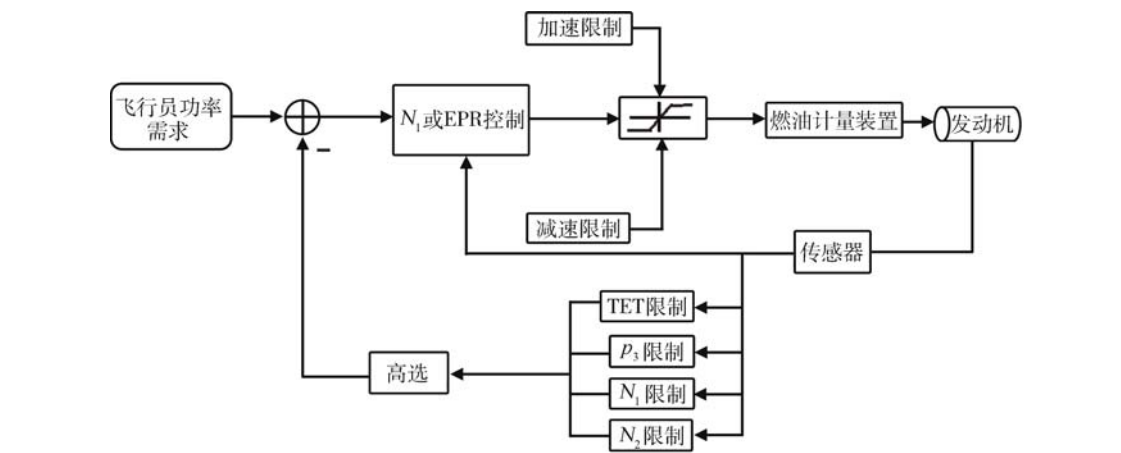


图 4 发动机基本控制逻辑图

Fig. 4 Basic control logic map of engine

3 仿 真

3.1 发动机和飞机模型以及飞行剖面

选用 CF34-10E 发动机模型以及 Embraer-195 飞机模型进行了仿真飞行试验,发动机模型使用文献[12]中建模方法,是基于部件图和质量、能量平衡的设计点和非设计点的一维模型。飞机模型建模按文献[13-14],飞机数据参见文献[15]。

飞行任务剖面(图 5 所示)和环境条件是飞机模型的重要输入条件。为不失一般性,假设了北京到香港的航线 1000 海里(1852 km),进行了不同环境温度、飞行速度、飞行高度下发动机高压涡轮叶片损伤累积的仿真。

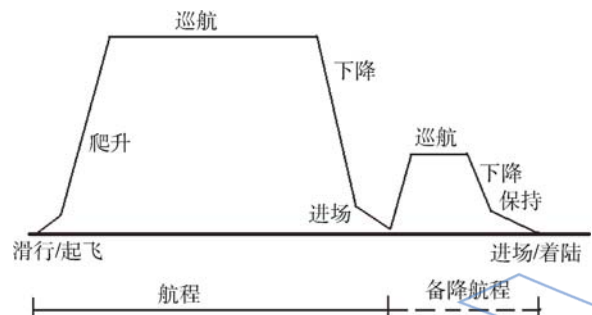


图 5 典型的飞行任务剖面

Fig. 5 Typical flight mission profiles

3.2 环境温度偏差的影响

图 6 显示了在夏天较高的环境温度导致了较高的 HPT 叶片温度。图 7 显示由于在热天较高的 TET 导致较大的叶片累积损伤。采用归一化数据,假设 ISA (international standard atmosphere) 常温天气的叶片损伤为 1,相同的负载条件下夏天(20℃)和冬天(-20℃)的叶片损伤分别为 36.4 和 0.026。

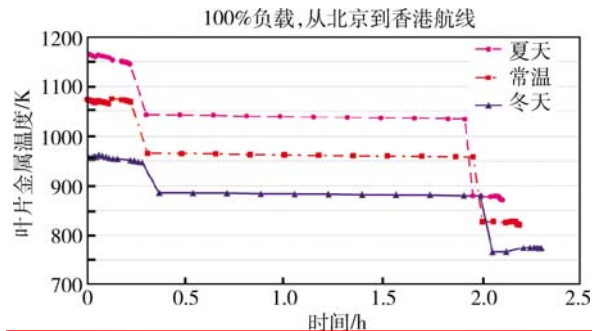


图 6 不同环境温度下的 HPT 叶片温度

Fig. 6 HPT blades temperature in various environment temperatures



图 7 不同环境温度下 HPT 叶片寿命损伤比较

Fig. 7 Comparison of HPT blade life consumption in various environment temperatures

表 1 揭示了航线上不同环境温度对燃油消耗、飞行时间以及发动机损伤累积的比较。在夏天燃油消耗和发动机损伤累积急剧增加。

表 1 不同环境温度下 HPT 叶片性能比较

Table 1 Comparison of HPT blade performances in various ambient temperatures

	环境温度		
	夏天 (20℃)	常温	冬天 (-20℃)
燃油消耗的比例/%	102.4	100.0	98.1
飞行时间的比例/%	96.0	100.0	105.0
任务寿命损伤累积/倍	48.300	1.000	0.006

3.3 飞行速度的影响

如果要求较快的飞行速度,推力要求和燃油消耗将增加,同时涡轮叶片温度将增加(见图 8)。

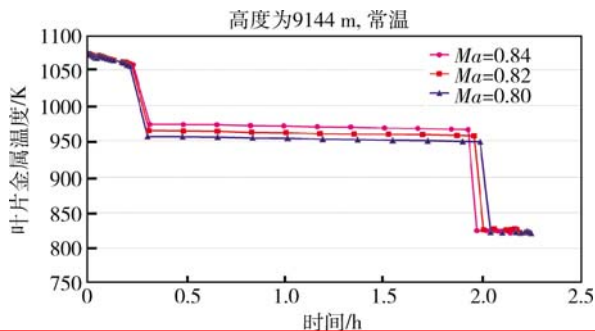


图 8 不同飞行速度下 HPT 叶片温度

Fig. 8 HPT blades temperature in various flight speeds

图 9 比较了相同负载和进口温度条件下 HPT 叶片寿命损伤的情况。在巡航阶段较快的飞行速度导致较大的寿命损伤。表 2 表明从 $Ma=0.82\sim 0.84$, 寿命损伤增加了约 50%。

3.4 飞行高度的影响

在较高的海拔空气的密度较薄且环境温度较低,因此飞行需要较小的推力。此时的涡轮叶片温

度也相对较低(见图10)。

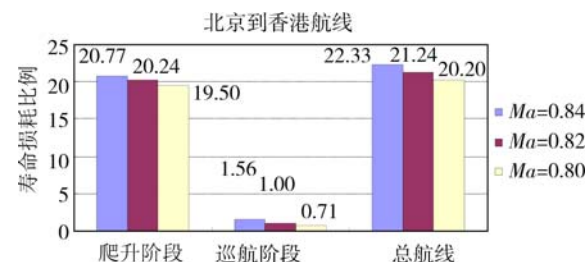


图9 不同飞行速度 HPT 叶片寿命损伤比较
Fig. 9 Comparison of HPT blade life consumption in various flight speeds

表2 不同飞行速度下 HPT 叶片温度比较
Table 2 Comparison of HPT blade performances in various flight speeds

	Ma		
	0.84	0.82	0.80
燃油消耗的比例/%	101.4	100.0	98.6
飞行时间的比例/%	97.7	100.0	102.4
任务寿命损伤累积/倍	1.56	1.00	0.70

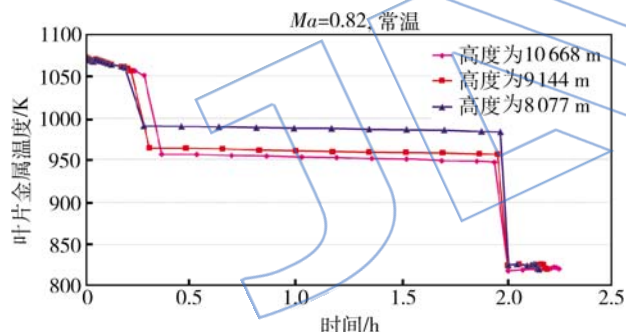


图10 不同飞行高度的涡轮叶片温度
Fig. 10 Turbine blades temperature in various altitudes

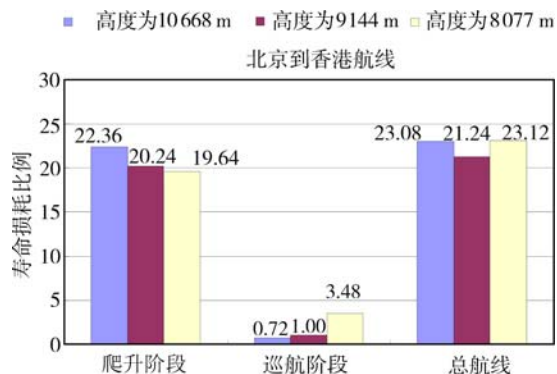


图11 不同飞行高度 HPT 叶片寿命损伤比较
Fig. 11 Comparison of HPT blade life consumption in various altitudes

在图11和表3中可以发现在低海拔由于推力要求大且气温高巡航阶段的寿命损伤累积较大,而在相同的爬升率情况下为了爬升到较高的飞行高度,飞行时间较长,因而爬升阶段寿命损伤较大。

表3 不同飞行高度下 HPT 叶片温度比较
Table 3 Comparison of HPT blade performances in various altitudes

	飞行高度/m		
	10668	9144	8077
燃油消耗的比例/%	92.4	100.0	106.1
飞行时间的比例/%	102.6	100.0	98.3
任务寿命损伤累积/倍	1.087	1.000	1.088

4 结 论

本文仿真了不同环境温度、飞行速度、飞行高度情况下发动机的稳态性能,根据涡轮叶片的冷却效率用简化的方法计算涡轮叶片的温度,以蠕变损伤累积为例得到了不同功率条件下对涡轮叶片寿命的影响。

仿真结果表明,在不同的工作条件下以需求的基本功率控制发动机能有效延长发动机的寿命,进一步结合加减速控制逻辑开展功率控制、延寿控制等新型控制模式研究,对于民用航空发动机的控制以及运营有积极意义。

参考文献:

- [1] 张绍基. 航空发动机控制系统的研发与展望[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 375-382.
ZHANG Shaoji. A review of aero-engine control system [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 375-382. (in Chinese)
- [2] 刘兴堂, 邓建军, 黄树彩. 超音速军用航空发展综述[J]. 空军工程大学学报, 2000, 1(4): 91-94.
LIU Xingtang, DENG Jianjun, HUANG Shucui. A summary on development of supersonic military aviation [J]. Journal of Air Force Engineering University, 2000, 1(4): 91-94. (in Chinese)
- [3] 郭虹. 航空发动机控制系统的发展趋势[J]. 沈阳航空工业学院学报, 1997, 14(1): 70-74.
GUO Hong. The developing trend of the jet engine control system [J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 1997, 14(1): 70-74. (in Chinese)
- [4] Jaw L C, Mattingly J D. Aircraft engine control: design, system analysis, and health monitoring[M]. Reston: Virginia American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2009.

- [5] Cookson R A. Fatigue and failure[M]. Cranfield, England: Cranfield University, 2008.
- [6] Cookson R A. Gas turbine design and performance[M]. Cranfield, England: Cranfield University, 2008.
- [7] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. Oxford, England: Oxford Blackwell Science, 2004.
- [8] Pilidis P. Gas turbine theory and performance[D]. Cranfield, England: Cranfield University, 2008.
- [9] González-Gómez D. Variable cooling supply [M]. Cranfield, England: Cranfield University, 2005.
- [10] 蒋支运, 蒋建虎, 李英杰. 飞行综合控制技术浅析[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2005, 22(4): 21-23.
JIANG Zhiyun, JIANG Jianhu, LI Yingjie. Description of integrated flight control technology[J]. Journal of Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2005, 22(4): 21-23. (in Chinese)
- [11] Wu F E. Aero-engine's life evaluated for combined creep and fatigue, and extended by trading-off excess thrust[D]. Cranfield, England: Cranfield University, 1994.
- [12] Pachidis A. Gas turbine performance simulation[M]. Cranfield, England: Cranfield University, 2008.
- [13] Laskaridis P. Performance investigation and systems architectures for the more electric aircraft[D]. Cranfield, England: Cranfield University, 2004.
- [14] Laskaridis P, Pilidis P. An integrated engine-aircraft performance platform for assessing new technologies in aeronautics[R]. AIAA ISABE-2005-1165, 2005.
- [15] GE Company. Model CF34-10 engine overview[EB/OL]. [2008-08-10]. <http://www.geae.com/engines/commercial/cf34/cf34-10.html>.