

考虑寿命的航空发动机最优加速控制规律研究

王 兢¹, 陆 军²

(1. 中航工业空气动力研究院, 辽宁 沈阳 110034; 2. 飞机设计研究院, 上海 浦东 201210)

摘要:传统航空发动机控制主要考虑在安全可靠前提下保证发动机性能,而延寿控制则通过适当修改加速控制规律,使发动机寿命得到大幅度延长,同时加速性能不变或略有可接受的降低。针对加速控制规律最优化设计中所遇到的求解问题,以某型涡扇发动机涡轮导向叶片的热机械疲劳寿命为例,提出采用动态稳定法来解决给定寿命因素约束条件下的最优加速控制规律设计。仿真结果表明,所设计的加速控制规律充分挖掘了发动机加速性能潜力,又保证了叶片热机械疲劳损伤的极限情况,是最优的;通过略微牺牲发动机加速性能的情况下,可明显延长叶片的工作寿命。

关键词:航空发动机;最优加速控制规律;延寿控制;热机械疲劳;动态稳定法

中图分类号:V233.7 **文献标识码:**B

Aircraft Engine Optimal-Acceleration Schedule Design Combined with Life Factor

WANG Jing¹, LU Jun²

(1. Aerodynamics Research Institute, Shenyang Liaoning 110034, China;

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

ABSTRACT: Traditional aircraft engine control aims to provide desired performance based on stability margins while life extending control (LEC) means to change the original control schedule to maintain the performance of engine and extend engine life. Aiming at the global optimum issue of aircraft engine optimal-acceleration schedule design combined with life factor, considering a turbofan engine thermal - mechanical fatigue (TMF) of turbine stator blades as an example, the optimal-acceleration schedule was designed under the constraints of life factors via fixed dynamic method. Simulation results show that, the acceleration schedule is optimal, and the blades life can be significantly extended in the case of slightly sacrificing the engine acceleration performance.

KEYWORDS: Aircraft engine; Optimal-acceleration schedule; Life extending control; Thermo-mechanical fatigue; Fixed dynamic method

1 引言

良好的加速性能是航空发动机控制系统的重要设计指标之一^[1],因此传统上更多考虑的是在安全可靠的工作情况下如何深入挖掘发动机的加速性能,这就使得发动机的许多重要部件运行在不必要的极端恶劣环境中,从而加速了它们的损伤,导致发动机的整体寿命下降。

面对这种情况,如果通过有效的控制策略来适当牺牲工作性能的同时,能够较为明显地减小发动机中关键部件的损伤或抑制其发展,从而较大地延长其寿命,那么就可增加发动机在翼时间,减少维修次数,降低维护费用等等,这对军用或者民用都具有非常大的实际意义。这种思想首先由 Lorenzo 与 Merrill 在上世纪 90 年代初开展可重复利用液体火

箭发动机控制的研究中提出,并称之为减损控制或者延寿控制^[2]。随后,美国 NASA 的 Glenn 实验中心将该思想引入到航空发动机控制领域中,并开展了相关研究工作^[3-6]。

然而,在原有控制器中添加一条转子加速度曲线进行最优设计时,由于航空发动机本身的高度非线性特性,同时加速规律属于过渡态过程,将难以得到全局最优解,从而导致所得加速控制规律并不是最优的^[7]。此外,采用在线规划最优控制规律所需计算量巨大,难以工程实现^[8]。

为此,本文以某型涡扇发动机涡轮导向叶片的热机械疲劳寿命因素为例,将其直接考虑到最优加速控制规律的设计框架中,采用动态稳定法设计得到给定寿命因素约束条件下的加速控制规律,并与原有加速控制规律进行取小逻辑合并,然后以新加速控制规律进行仿真得到加速性能与叶片寿命之间的最优权衡关系,从而通过该关系反向实现给定加速

性能情况下的最优加速控制规律设计。

2 叶片热机械疲劳寿命建模

涡轮导向叶片的作用是使燃气在通过导向叶片的收敛形流道时,速度增加,压力和温度下降,将气流的部分热能转变成动能。尽管涡轮导向叶片是静止件,但其工作条件却十分恶劣,特别是在加速过程中往往接近于其物理极限,这种热端部件又可称之为寿命限制部件^[4]。

该部件的主要载荷为来自燃烧室高温燃气的机械冲击和叶片受热不均匀而产生的热载荷,其中热载荷占有相当大的比例。当发动机运行时,叶片不同部位会产生不同应力,从而形成不同的应变变量,即会在叶片上产生应变差。在发动机反复加速/减速过程中,该应变差经过多次循环变化后,就会产生热机械疲劳损伤。由于涡轮导向叶片进/排气边属于影响叶片寿命的关键部位,为此这里主要考虑这两边的机械应力与热应力来进行热机械疲劳损伤计算,并以此建立其疲劳寿命模型。

1) 燃气冲击分析

机械应力是指单位面积上所承受的附加内力,这里只考虑垂直于叶片表面的应力,这样高温燃气的冲击主要表现在叶片表面所受的压力上,也即压强。那么,两个关键部位的机械应力就可表示为(P_0 为叶片上的初始压力)

$$\sigma_{mech} = \Delta P \quad (1)$$

$$\sigma_{mech, max} = P_{叶片前端} - P_0; \quad (2)$$

$$\sigma_{mech, min} = P_{叶片后端} - P_0; \quad (3)$$

2) 热载荷分析

热载荷是指由于叶片受热时各部分的变形相互制约而产生。其产生的热应力不仅与叶片的温度梯度有关,还和叶片所受的几何约束相关。总体来说,叶片的温度梯度越大,几何约束越强,则热应力就越大。对于涡轮导向叶片来说,热应力在总应力中占有很大的比重,因而在应力分析时,必须准确模拟叶片的温度场,才能保证计算结果的准确性和合理性。

$$\sigma_{thermal} = \alpha * E * \Delta T \quad (4)$$

$$\sigma_{thermal, max} = \alpha * E * (T_{叶片前端} - T_0) \quad (5)$$

$$\sigma_{thermal, min} = \alpha * E * (T_{叶片后端} - T_0) \quad (6)$$

其中, T_0 为叶片初始温度, α 为材料膨胀系数, E 为材料弹性模量。

3) 总应变分析^[7]

热机械损伤是由于热循环和机械循环叠加所造成的损伤,为此着重考虑了高温燃气的气动力和叶片因温度不均匀所产生的热应力,这样总应力为热应力和机械应力的线性叠加

$$\sigma = \sigma_{thermal} + \sigma_{mech} \quad (7)$$

那么,叶片的总应力差 $\Delta\sigma_{total}$ 为

$$\begin{aligned} \Delta\sigma_{total} &= \sigma_{max} - \sigma_{min} \\ &= (\sigma_{thermal, max} + \sigma_{mech, max}) - (\sigma_{thermal, min} + \sigma_{mech, min}) \\ &= f_1(\Delta T, T_{metal}) + f_2(\Delta P) \end{aligned} \quad (8)$$

其中, ΔT 为叶片前后的温度差, T_{metal} 为此温度差下对应的叶片温度,而 ΔP 则为叶片前后的压力差。

那么,叶片的总应变差 $\Delta\epsilon_{total}$ 可采用下面的应力应变公式计算得到

$$\frac{\Delta\epsilon_{total}}{2} = \frac{\Delta\sigma_{total}}{2 * E} + \left(\frac{\Delta\sigma_{total}}{2 * K'} \right)^{\frac{1}{n}} \quad (9)$$

其中, K' 为循环强度系数, n' 为循环应变硬化指数。

4) 寿命模型建立

选取发动机单次循环运行后的最大总应变差 $\Delta\epsilon_{total, max}$, 就可采用预测低周疲劳寿命的 Manson - Coffin 公式来进行叶片寿命的计算。由于该公式是在室温试验中获得的,故不能直接将得到的理论寿命定义为叶片的实际寿命。为此, Manson 提出了 10% 规律法^[9],即在考虑蠕变损伤的作用下,实际寿命 N_f 将缩短至理论寿命 N_f 的 10%。

这样,先将上面得到的最大总应变差 $\Delta\epsilon_{total, max}$ 代入 Manson - Coffin 公式,通过解方程即可得到理论寿命 N_f

$$\frac{\Delta\epsilon_{total, max}}{2} = \frac{\sigma_f'}{E} * (2 * N_f)^b + \epsilon_f' * (2 * N_f)^c \quad (10)$$

其中, σ_f' 为疲劳强度系数, b 为疲劳强度指数, ϵ_f' 为疲劳延性系数, c 为疲劳延性指数,以上参数均为温度和材料的函数。

再根据 10% 规律法,获得实际寿命 N_f 为

$$N_f' = 0.1 N_f \quad (11)$$

3 考虑寿命因素的最优加速控制规律设计

3.1 动态稳定法简介

文献[10]提出并详细介绍了设计航空发动机过渡态最优控制规律的动态稳定法如图1,其基本思想是:在发动机动态特性计算模型的基础上,通过额外提取其中所有的状态量变化率(包括代表转子惯性的转子加速度、代表容积效应的温度与压力变化率等所有已建模的状态量),使其共同工作方程组的偏差趋于零,从而让过渡态仿真稳定下来,那么此时的稳态参数值即为对应过渡态工作点的各项参数(包括输入、输出以及状态量变化率等);然后分别根据给定的约束条件,通过简单的静态迭代优化即可直接建立相应的控制规律;最后将这些控制规律通过取大或者取小的方式进行合并,从而获得过渡时间最小的过渡态最优控制规律。

该方法具有设计精度高、实现简单以及快速直观等优点。同时可以证明,针对每个给定约束条件所设计得到的控制规律具有唯一性,这对加速性能与寿命指标之间进行合理权衡奠定实现基础。

受篇幅所限,在此不作深入展开,详细原理及设计过程等请参见该文献。

3.2 设计原理

从所建立的叶片热机械疲劳寿命模型可以看出,其寿命长短与单次循环工作中的最大总应变差呈反相关,而总应变差又与叶片前后的温度差、压力差呈正相关。也就是说,温度差与压力差中的最大值越大,则最大总应变差就越大,叶片寿命就越短。为此,这里选取总应变差 $\Delta\epsilon_{\text{total}}$ 作为反映叶片寿命的直接因素。

根据前述动态稳定法的基本思想可知,将总应变差纳入到采用该方法得到最优加速控制规律设计框架的具体设计原理如图1所示,主要是将总应变差的最大值与叶片寿命之间的关系定义成一个给定寿命指标的约束条件,即 $\Delta\epsilon_{\text{total,max}} \rightarrow \Delta\epsilon_{\text{total}} \leq d$ (其中 d 为间接寿命指标,其值越小,叶片寿命越长,由叶片寿命模型求得; $\Delta\epsilon_{\text{total}}$ 则由叶片损伤模型求得),然后通过动态稳定法来设计得到相应的加速控制规律,并与原有加速控制规律进行取小逻辑合并,此时可得到给定寿命指标约束条件下、过渡时间最小的新加速控制规律。

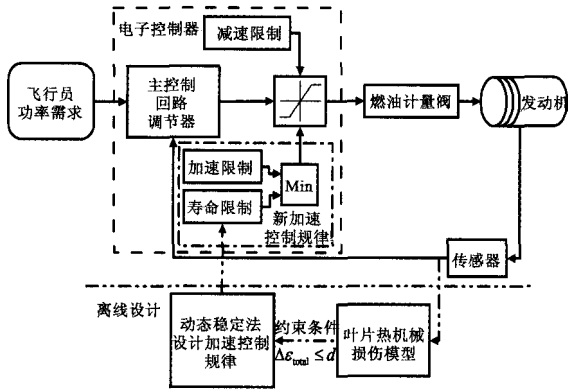


图1 给定寿命指标的最优加速控制规律设计原理示意图

简而言之,通过建立叶片损伤与寿命模型,将给定的寿命因素转化成一种性能约束条件后,采用动态稳定法设计加速控制规律的处理方式与其它约束条件相同。同时可知,不管是在控制器的全新设计阶段或者在已有控制器中加入寿命因素,采用动态稳定法来设计这样的最优加速控制规律都是非常方便和直观的。

这样,对于期望在加速性能与叶片寿命之间进行合理权衡的情况,只需给定一组合理范围内的寿命指标(使设计得到的加速控制规律下限不能低于最大状态点,上限不能高于原有加速控制规律),并根据以上方法所产生的新规律进行加速仿真,从而得到相应的加速性能参数,就可建立起两者之间的最优权衡关系,即在给定的寿命指标约束下,加速性能是最优的;反之,在给定的加速性能约束下,叶片寿命也是最优的。

也就是说,在已知寿命指标约束的情况下,可通过前述方法进行直接设计;而在已知加速性能约束的情况下,只需先根据该最优权衡关系求得对应的寿命指标,然后再进行设计即可。由此可以看出,以上处理方式的本质其实是如图2

所示最优化思想的一种简化,其优点是在快速达到所需设计精度的情况下,可显著降低计算复杂度,同时更具直观性。

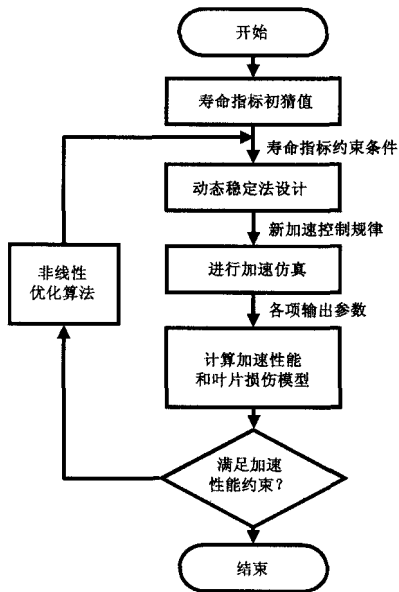


图2 最优化思想的设计流程图

4 算例与分析

本文所研究的某型涡扇发动机涡轮导向叶片材料参数性能如表1所示,将其热机械寿命因素考虑到地面标准条件 ($H = 0\text{km}$, $Ma = 0$ 以及国际标准大气) 下从慢车到最大非加力状态(低压转子转速 $N_L\% = 60:1:100\%$) 的加速控制规律设计中,该规律的具体描述形式为主燃油量 $W_{FM} = f(N_L\%)$,即控制量为燃油流量,被控量为发动机低压转子转速。

表1 涡轮导向叶片的材料参数性能

参数名称	参数值
膨胀系数 $\alpha/^\circ\text{C}^{-1}$	15.0×10^{-6}
弹性模量 E/GPa	$-0.0459 \times (T_{\text{metal}} - 273.15) + 133.186$
循环强度系数 K'/MPa	1940
循环应变硬化指数 n'	0.1070
疲劳强度系数 σ_f'/MPa	1420
疲劳强度指数 b	-0.0795
疲劳延性系数 $\epsilon_f'/\%$	3.357
疲劳延性指数 c	-0.6702

除了给定间接寿命指标 d 作为加速性能约束条件之外,其它所需满足的约束条件有:燃烧室富油熄火油油气比 $W_{\text{FAR}} \leq 0.285$,高压涡轮进口总温 $T_{41} \leq 1750\text{K}$,压气机稳定裕度 $S_{\text{MC}} \geq 0.12$ 。对于风扇/压气机进口导叶角度、尾喷口面积等可调

量,这里采用预设的开环控制规律。动态稳定法中提取的状态量变化率为高/低压转子加速度,其动态耦合关系则由高/低压转子转速之间的关系来代替。

图2所示设计流程在MATLAB环境下通过M函数与Simulink模型相结合的编程方式实现。其中,发动机动态特性计算模型Engine Model由S函数接口技术封装C++程序得到;控制器ECU由基于计划的过渡态控制回路框架^[11]构成;动态稳定法所采用的非线性优化算法则由lsqnonlin命令实现;整个发动机控制系统的Simulink仿真模型如图3所示。

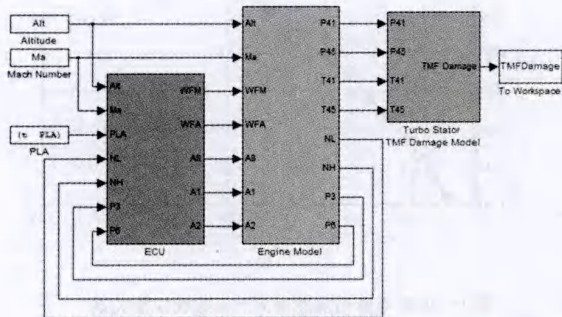


图3 发动机控制系统仿真框图

4.1 加速控制规律设计

经测试,间接寿命指标的合理范围是 $0.01420 \leq d \leq 0.01468$,这里选取 $[0.01424; 0.00006; 0.01448]$ 五个构成相应的总应变差约束条件,通过动态稳定法分别设计得到对应加速控制规律如图4所示,其中的每一条控制规律与原有加速控制规律进行取小逻辑合并后即成为所需的新加速控制规律。从图中可以看出,1)这些规律主要从 $N_L\% = 90$ 的高功率区域开始与原有加速控制规律相交错,并随功率的增加而主燃油输出降低;2)间接寿命指标 d 越小,对应控制规律给出的主燃油输出就越少。也就是说,考虑涡轮导向叶片的热机械疲劳寿命因素后,控制器的主燃油输出主要在高功率区域受到限制,使其避免在极端的高温高压下工作,给定指标越严格,则主燃油输出受限越明显,从而达到更多延长叶片寿命的目的,这与前述原理相符。

4.2 加速仿真结果

采用这些新加速控制规律分别进行加速仿真,得到的相关输出参数随时间变化曲线如图5~8所示。其中,“无寿命因素”是指由原有加速控制规律得到的仿真结果。由这些图可得:1)所有控制规律无超调;2)间接寿命指标 d 越小,对应加速规律的作用时间越长,各项输出参数值越低且平缓,则离极限工作环境越远;3)总应变差的趋势与叶片前后温度差几乎相同,而与叶片前后压力差相去甚远,这说明该型叶片的寿命情况主要由温度差决定,叶片前后压力差可以忽略;4)相比无寿命因素的情况,新加速控制规律使得叶片总应变差在其约束值附近工作时间都较长,既充分挖掘了发动机加

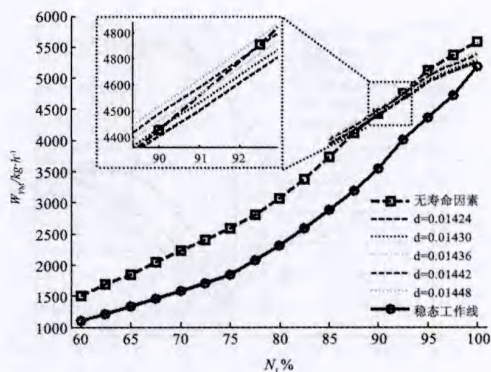


图4 给定寿命指标的加速控制规律

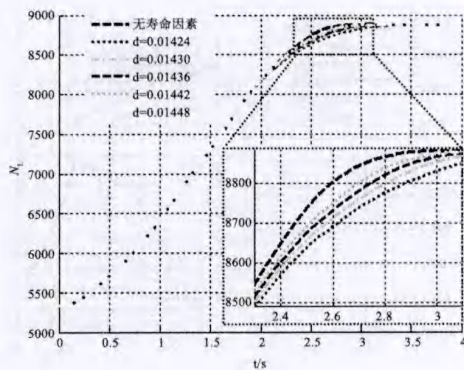


图5 低压转子转速变化曲线图

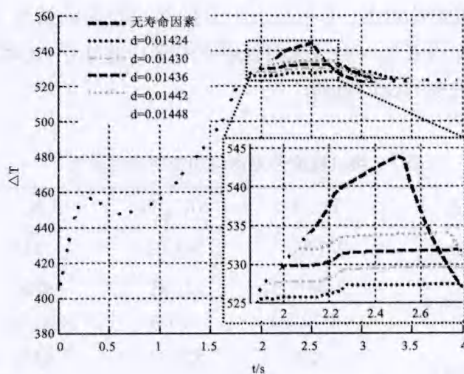


图6 叶片前后温度差变化曲线图

速性能潜力,又保证了叶片热机械疲劳损伤的极限情况。

表2为对应热机械疲劳寿命 N_f 与加速时间 t_{rise} (指从慢车到95%推力状态的过渡时间)的具体情况。从表中可以看出:1)将寿命因素考虑到加速控制规律中后,在加速时间增加2.72%的情况下,涡轮温度差最大值减少16.4K,从而延长叶片寿命达36.3%;2)在加速时间仅增加0.40%的情况下,即可延长叶片寿命约15.2%,也就是说,对于该型发动

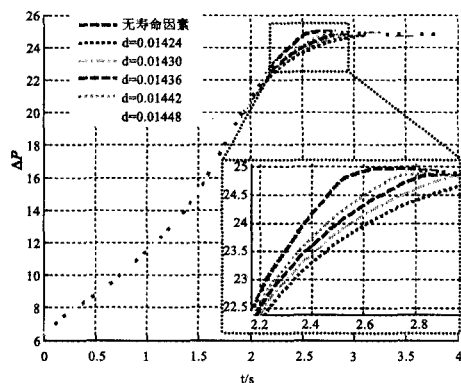


图7 叶片前后压力差变化曲线图

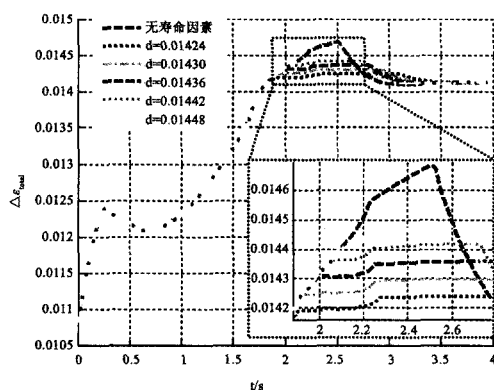


图8 总应变差变化曲线图

机的涡轮导向叶片,可在几乎不降低加速性能的情况下,通过将寿命因素加入到加速控制规律的设计框架中,能够达到明显延长其寿命的目的。

表2 热机械疲劳寿命与加速时间对应表

d	T_{rise}/s	$\Delta T_{max}/K$	N'_f
无寿命	2.2796	543.84	3316
0.01424	2.3417 (+2.72%)	527.40 (-16.4)	4520 (+36.3%)
0.01430	2.3232 (+1.91%)	529.61 (-14.2)	4331 (+30.6%)
0.01436	2.3084 (+1.27%)	531.81 (-12.0)	4152 (+25.2%)
0.01442	2.2970 (+0.76%)	534.01 (-9.83)	3981 (+20.1%)
0.01448	2.2887 (+0.40%)	536.18 (-7.66)	3821 (+15.2%)

4.3 最优权衡关系

根据以上加速仿真得到的结果,即可建立起该范围内的

叶片热机械疲劳寿命与加速时间之间的最优权衡关系,如图9所示。从图中可以看出,两者存在很好的单调关系,几乎是线性相关,从而通过简单的插值即可准确设计给定加速性能的最优加速控制规律。需要注意的是,该关系的使用范围是受限的,这与间接寿命指标的合理选取范围相对应,这里加速时间范围约为 $2.2796 \leq t_{rise} \leq 2.3564$ 。

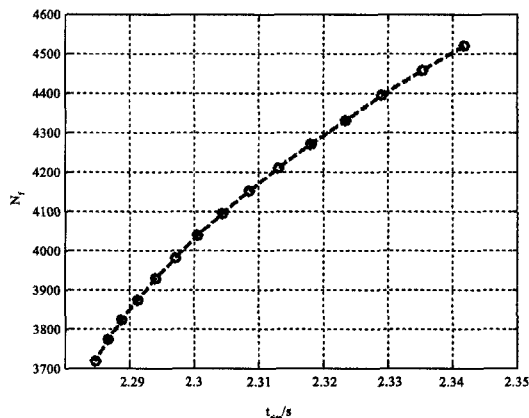


图9 叶片寿命与加速时间之间最优权衡关系

5 结论

本文针对考虑寿命因素的航空发动机最优加速控制规律设计问题开展了研究。以某型涡扇发动机涡轮导向叶片的热机械疲劳寿命为例,在建立其模型的基础上,详细论述了设计原理。仿真结果表明:1)所设计的加速控制规律充分挖掘了发动机加速性能潜力,又保证了叶片热机械疲劳损伤的极限情况,是最优的;

2)通过略微牺牲发动机加速性能的情况下,可明显延长叶片的工作寿命;3)叶片寿命与加速时间之间的最优权衡关系几乎是线性的,从而通过简单插值即可准确设计给定加速性能的最优加速控制规律。

参考文献:

- [1] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西北工业大学出版社, 2008: 527.
- [2] C F Lorenzo, W C Merrill. Life extending control - a concept paper[C]. Boston, MA, USA: American Control Conference, 1991.
- [3] P Chen, J Kim, G Ten-Huei. Monte carlo simulation for system damage prediction: an example from thermo-mechanical fatigue (TMF) damage for a turbine engine[C]. Los Angeles: Proceedings of the 2006 IEEE/SMC International Conference on System of Systems Engineering, 2006.
- [4] T Guo, C Philip, L Jaw. Intelligent life-extending controls for aircraft engines[R]. NASA/TM-2005-213373, 2005.
- [5] M Baptists, et al. Model-based life extending control for aircraft engines[C]. Chicago, IL, United states: AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference, 2004.

(下转第131页)

为 0.101325 MPa. a, 已知的压气机空气流量为 623.7 kg/s。经过计算后得到的燃气轮机主要参数的计算值与设计值的比较如表 1 所示。

表 1 燃气轮机参数计算值与设计值比较

类别	单位	计算值	设计值	偏差率(%)
发电功率	MW	255.02	254.10	0.36%
热效率		0.3638	0.3690	1.41%
排气温度	℃	620.2	609.4	1.77%
烟气流量	kg/s	640.9	645.2	0.67%

本文选取余热锅炉的高、中、低压段的节点温差均为 12℃, 接近点温差均为 15℃。凝汽器压力取 0.00491 MPa. a, 凝结水温为 31℃。额定蒸汽参数为: 10.3 MPa. a/538℃/2.4 MPa. a/536℃/0.5 MPa. a/275℃。联合循环机组的主要参数如表 2 所示。

表 2 联合循环机组参数计算值与设计值比较

类别	单位	计算值	设计值	偏差率(%)
汽轮机发电功率	MW	138.36	141.80	2.43%
联合循环发电功率	MW	393.38	390.80	0.67%
联合循环发电效率	MW	0.5612	0.5670	1.02%

经过比较, 本文的计算方法得出的联合循环主要参数计算值与设计值相比, 差别很小。由此可见本文所采用的联合循环热力性能仿真计算的方法是很精确的。对于联合循环中各种自变量的影响效果, 其它文献中也有类似结论^{[8][9]}, 如, 可在设计阶段根据需要, 选择机组最大功率的压比, 或者机组最高效率的压比。

6 结论

本文基于 LabVIEW 这个组态平台, 结合变比热方法, 冷却空气的处理等途径, 对热力过程及各个部件建立数值分析模型, 实现对燃料成分、大气温度、燃气压比参数等对联合循环机组发电效率、发电功率的影响的比对分析。结果表明, 基于 LabVIEW 平台下的仿真模型符合工程研究数据, 且较为精确, 通用性强。热力性能仿真模型对联合循环机组的设计优化及运行优化都有较大的指导意义。

参考文献:

[1] 高喆, 寇可新, 刘尚明, 罗建国. 燃-蒸联合循环机组模块匹配分析软件设计[J]. 计算机仿真, 2005, 22(08): 210-211

[2] 刘志刚. 工质热物理性质计算程序的编制及应用[M]. 北京, 科学出版社, 1992.

[3] 屠进. 火力发电厂效率计算及联合循环发电的优势[J]. 能源工程, 1999, (04)

[4] 林汝谋, 金红光. 燃气轮机发电动力装置及应用[M]. 北京: 中国电力出版社, 2004

[5] 翁史烈. 燃气轮机性能分析[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 1987.

[6] 孙张伟, 杨俊, 余玲, 秦渊. 基于组态的网络虚拟实验平台的研究[J]. 计算机仿真, 2007, 24(04): 275-278

[7] 焦树建. 燃气——蒸汽联合循环的理论基础[M]. 北京: 清华大学出版社, 2003

[8] 蔡睿贤. 余热锅炉式燃气-蒸汽轮机联合循环近似热力学分析[J]. 工程热物理学报, 1981, 2(04): 304-309

[9] 岳晨, 史翊翔, 蔡宁生. 整体煤气化联合循环系统空分单元集成特性[J]. 中国电机工程学报, 2010, 30(32): 1-7

[作者简介]



孙张伟(1981-), 男(汉族), 河南省巩义市人, 硕士研究生, 主要研究领域为火电厂热机专业的设计和

研究;
杨俊(1957-), 男(汉族), 湖北省武汉市人, 副教授, 硕士研究生导师, 主要研究领域为热力系统分析与模拟。

(上接第 120 页)

[6] W W Matthew, T Guo. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines[C]. Arlington: Proceedings of the 2001 American Control Conference, 2001.

[7] 陈小磊, 郭迎清, 陆军. 基于修改加速控制规律的航空发动机寿命延长控制[J]. 航空动力学报, 2011, 26(9): 2116-2121.

[8] S S Manson. Behaviour of materials under condition of thermal stress[R]. NACA TN-2933, 1954.

[9] 陆军, 郭迎清, 王磊. 航空发动机过渡态最优控制规律设计的新方法[J]. 航空动力学报, 2012, 27(8): 1914-1920.

[10] L C Jaw. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring (aiaa education series) (hardcover) [R]. AIAA, 2009.

[作者简介]



王兢(1980-), 男(汉族), 辽宁省沈阳市人, 硕士, 工程师, 主要研究方向: 航空发动机控制, 液压控制, 发动机实验台测控;

陆军(1981-), 男(汉族), 上海金山人, 博士, 工程师, 主要研究领域为航空发动机控制与仿真, 系统工程, 系统安全性评估。