

文章编号: 1000-8055(2006) 02-0432-05

参数限制对涡轴发动机过渡态控制的影响

黄开明^{1,2}, 尹泽勇², 黄金泉¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;
2. 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘要: 通过研究涡轴发动机的限制参数, 提出了涡轴发动机控制系统中可能采用的限制规律并建立了一个带多种限制模块的数字控制器, 以某型涡轴发动机数学模型为控制对象, 对带限制参数和不加限制的过渡态控制进行了仿真对比, 给出了地面和空中的仿真结果, 结果表明不同的限制参数组合会对发动机的过渡态性能产生不同的影响, 在控制系统中合理选取限制参数及限制值能够优化发动机过渡态性能。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 参数限制; 动态性能; 仿真
中图分类号: V 233. 7 **文献标识码:** A

Analysis of Turbo-Shaft Engine Control System Dynamic Performance with Parameter Limitations

HUANG Kai-ming^{1,2}, YIN Ze-yong², HUANG Jing-quan¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: Effect of limitations of aero-engine parameters was studied. The purpose of the analysis was to achieve better dynamic performance. Limitation rules that may be adopted in turbo-shaft engine control system were presented and a digital controller with multiple limitation loops was designed. Simulation results show that different limitations of parameters bring different effects on engine dynamic performance. Selecting limitations of parameters reasonably can optimize engine dynamic performance.

Key words: aerospace propulsion system; aero-engine; limitation of parameters; dynamic performance; simulation

随着直升机执行任务越来越广泛, 对涡轴发动机及其控制器提出了更苛刻的要求。直升机的旋翼—机体—减速器—发动机之间动力耦合非常强, 使得直升机推进系统控制的设计变得相当复杂, 此外由于强度和稳定性等原因, 航空发动机的

一些输出参数也应受到一定的限制, 因此涡轴发动机控制系统除了动力涡轮转速控制外, 还应具备对燃气温度、燃油流量、燃气涡轮转子加速率等进行限制的功能^[1]。发动机经典的控制器是利用气动、液压和机械部件来完成控制传感、计算和作

收稿日期: 2005- 06- 28; 修订日期: 2006- 04- 18

作者简介: 黄开明(1970-), 男, 湖南沅江人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 中国航空动力机械研究所高级工程师, 主要从事航空发动机总体性能与调节规律优化的研究。

动功能的,这类部件的动态响应和它们所能达到的控制功能均难以满足现代直升机的要求。为了加快发动机的响应速度,同时避免机体与发动机之间的不利耦合,需要更先进的控制系统。方法之一就是采用数字式电子控制器来实现控制系统的控制功能和逻辑功能。

通常发动机的过渡过程采用开环控制,限制参数通过燃油供油计划来保证,极限情况下由超温、超转保护器进行停车保护或由最大、最小燃油流量止动钉起限制作用,这样供油计划不得不留有较大的裕度,发动机的加、减速性能会有一定程度的损失。随着全权限数字式电子控制系统(FADEC)的应用,每个限制参数的控制可以作为一个软件模块嵌入到 FADEC 系统的控制程序中,模块间的切换可选择经典方法或模糊逻辑方法^[2],参数限制模块可以采用‘刚性’调节或自适应调节^[3],过渡态的供油计划就可以尽可能地靠近最佳加、减速线。然而由参数限制所确定的燃油流量限制计划仍会对发动机的加速时间、喘振裕度、超调量以及影响发动机寿命的燃气温度激增等过渡态性能产生影响^[4]。从上世纪90年代中期开始,GE 公司、普惠公司和霍尼韦尔公司都研究了在 FADEC 系统中通过少量增加加速时间的方法来增强热机械疲劳和蠕变寿命^[5]。本文讨论了涡轴发动机可能选取的限制参数,建立一个带多种限制模块的控制器,对涡轴发动机过渡过程进行不同限制规律的仿真,以合理选取涡轴发动机的限制参数及限制值。

1 涡轴发动机的限制参数

涡轴发动机的排气装置一般不可调,而压气机导叶角度的调节一般只由燃气发生器换算转速决定,因此对燃气发生器工作状态的控制只通过改变燃油流量来实现。为了保证直升机旋翼效率高,旋翼转速需要维持在设计转速值不变,这就要求控制动力涡轮转速为常数($n_p = \text{const}$)。这样,发动机的工作状态随旋翼的加载而改变,如当直升机的需用扭矩增大时,必须增加供油量以提高燃气发生器的工作状态来保证 $n_p = \text{const}$,这时燃气涡轮温度 T_4 、燃气发生器转速 n_g 、换算转速 n_{gc} 和输出功率 P_p 都将增大,当其中之一达到限制值时控制系统将过渡到参数限制状态^[1]。即是说在旋翼加载过程中,必须完成以下限制:

$$T_4 \leq T_{4\max}, \quad n_g \leq n_{g\max}$$

$$n_p \leq n_{p\max}, \quad n_{gc} \leq n_{gc\max}$$

$$P_p \leq P_{p\max}$$

前3种限制代表发动机强度要求,第4种限制代表压气机气动稳定性要求喘振,它们一般是航空燃气涡轮发动机所必需的,最后一种限制则是涡轴发动机特有的,代表传动装置最大允许输入功率。而对于装双发的直升机,当两台发动机的功率差距过大时将取消双发匹配功能,这时一台发动机的状态可能很低,而另一台发动机的状态可能很高,这对发动机和传动装置的寿命以及直升机飞行控制均不利,因此还必须对单台发动机的最小输出扭矩加以限制。

由于燃气涡轮前温度 T_4 测量困难,对温度的限制一般针对燃气涡轮出口温度 T_{45} 进行,功率也不采用直接测量值,而是用动力涡轮输出轴的扭矩 M 代替。再考虑到过渡态的气动、燃烧稳定,涡轴发动机的参数限制规律可描述如下(下面各式中的下标定义与图1中的截面定义相同)。

燃气发生器最大转速限制:

$$n_{g\max} = f_1(T_1, P_1) \quad (1)$$

燃气发生器最大换算转速限制:

$$n_{gc\max} = \text{const} \quad (2)$$

动力涡轮最大转速限制:

$$n_{p\max} = f_2(T_1) \quad (3)$$

燃气涡轮出口最大温度 T_{45} 限制:

$$T_{45\max} = f_3(T_1) \quad (4)$$

动力涡轮最大扭矩限制:

$$M_{\max} = \text{const} \quad (5)$$

动力涡轮最小扭矩限制:

$$M_{\min} = \text{const} \quad (6)$$

最小燃油流量限制:

$$W_{f\min} = f_4(T_1, P_1) \quad (7)$$

最大燃油流量限制:

$$W_{f\max} = f_5(T_1, P_1) \quad (8)$$

加速时速率限制:

$$(dn_g/dt)_{ac} \leq P_1 \cdot f_6(n_g) \quad (9)$$

加速时油气比限制:

$$W_{fac} \leq P_3 \cdot f_7(n_{gc}) \quad (10)$$

减速时速率限制:

$$(dn_g/dt)_{dc} \geq P_1 \cdot f_8(n_g) \quad (11)$$

减速时油气比限制:

$$W_{fdc} \geq P_3 \cdot f_9(n_{gc}) \quad (12)$$

2 仿真模型

2.1 发动机模型

为进行控制规律的仿真,采用“容积法”建立部件级的气动热力学实时模型^[6,7]。所谓“容积法”就是在通常的部件法基础上考虑管路及连接段的容积,将发动机各工作部件划分为两大模块:流动模块和容积模块。流动模块只考虑质量和能量的平衡,如压气机和涡轮中压力、温度和能量的升高或降低;容积模块中只计算质量和能量的聚集在动态过程中产生的气容效应,根据容积进出口质量流量和质量流所包含的热量可求出燃气的状态参数,并由此确定容积模块的热力状态。发动机部件建模的基本原理是求解描述发动机热力过程特性的非线性方程组,按照准一元、无粘流动和集总参数法建立,以质量连续、动量和能量守恒3个基本方程为基础,再辅以其它气体动力学方程,推导出各部件的数学模型。由于已知的状态变量少于方程数,通常采用迭代计算方法来解非线性方程组。引入容积模块后,可以确定容积模块的状态参数,因此可以补充状态变量,从而无需迭代,可直接求解非线性方程组,保证实时性。图1给出了模型的部件组成示意图,具体模型请参见文献[7]。

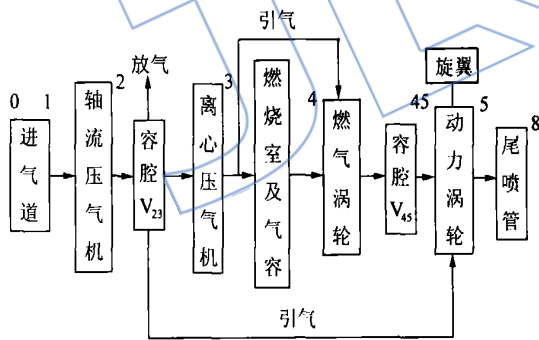


图1 涡轴发动机模型部件组成示意图
Fig. 1 Scheme of turbo-shaft engine model

2.2 控制器

控制系统应能控制发动机的稳态以及过渡态过程。这里所建立的控制器只是实现所要求的控制规律而没有考虑执行机构的延迟。数字控制器采用单回路的变系数PID控制,各模块之间通过高(MAX)、低(MIN)选择开关来转换控制规律,图2给出了燃油流量控制回路的模块组合,通过选取不同的模块组合,可以完成不同的控制/限制功能。所建立的数字控制器具有如下功能:

- (1) 动力涡轮转速 n_p 恒速控制;
- (2) 起动与加、减速控制;
- (3) n_g , T_{45} 和 M 等参数限制;
- (4) 轴流压气机后放气活门控制;
- (5) 压气机导向叶片位置的控制。

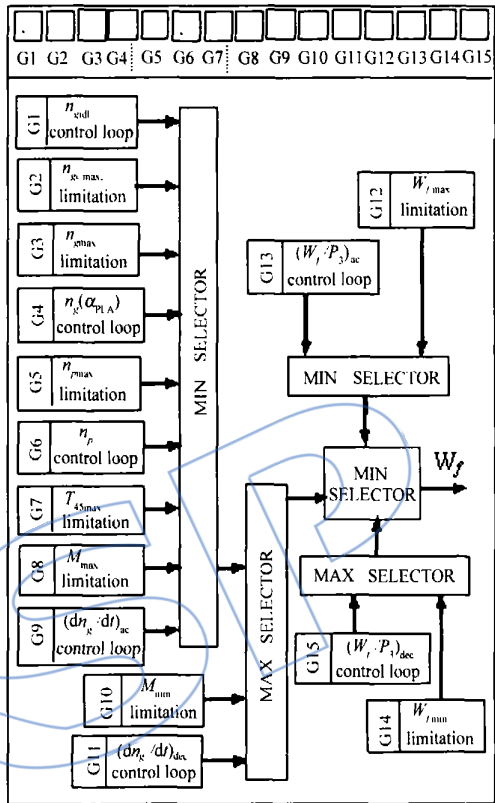


图2 涡轴发动机燃油控制模块
Fig. 2 Control loop of fuel flow

3 仿真结果与分析

在建立发动机模型和控制系统的的基础上对涡轴发动机的过渡态控制进行仿真。由于放气活门和压气机导叶角度控制实质上是按转速开环控制的,因此对其不进行专门的讨论。涡轴发动机的过渡态是指发动机对直升机负载改变产生的响应,即驾驶员加大/减小总矩所引起的发动机加/减速过程或环境条件改变引起的发动机状态改变过程。发动机的控制品质主要取决于过渡过程的控制品质。直升机的负载是一个大惯性的旋翼,实际的飞行环境中干扰也较大,因此要保持直升机的旋翼转速不变,不仅需要发动机具有良好的机动性,同时对控制系统也提出了更高的要求,从而使控制规律的选取显得尤为重要。

涡喷或涡扇发动机加速过程通常是按照时间或转速来给定供油量,如 $W_f/P_3 = f(n_{hc})$, 这种供

油方案必须兼顾加速时间和涡轮前温度限制、高压压气机喘振裕度等的影响^[8]。对于涡轴发动机, 因为需要保持动力涡轮转速为常数, 传统的机械液压控制系统依靠动力涡轮恒速器来控制加、减速过程, 同时为了抑制下垂和超调量往往设置有提前器以跟随总矩杆的移动来提前修正供油量, 这种供油方式需要留有较大的余量以满足各种限制条件。但随着 FADEC 的应用, CPU 可以在允许的短时间内综合各种控制规律计算出需要的燃油流量, 涡轴发动机的加、减速过程可以由动力涡轮转速控制模块 (n_p control) 和参数限制模块 (limitation) 共同完成, 其中动力涡轮转速控制模块可以按照最大剩余流量 (ΔW_{fmax}) 供给燃油, 而各限制模块保证发动机不发生超温、超转、喘振、熄火

等情况。

图3给出了地面标准状态下不同控制规律的加速过程仿真结果: (a) 为只有动力涡轮转速控制模块起作用时的响应; (b) 为增加 n_{gmax} 限制模块后的响应 ($G=6, 3$); (c) 为增加 T_{45max} 限制模块以后的响应 ($G=6, 3, 7$); (d) 为增加输出扭矩 M_{max} 限制模块后的加速过程 ($G=6, 3, 7, 8$); (e) 为增加 n_g 加速度限制后的加速过程 ($G=6, 3, 7, 8, 9$)。图中加速过程均是在第2 s 时于0.5 s 内将总矩角由0 提到11 开始的。

从图3中可以看出参数限制模块加入越多, 燃气发生器加速时间和动力涡轮稳定时间就越长, 如图中(e) 与(a) 比较动力涡轮稳定时间由2 s 延长到了6 s。但没有限制模块时的加速过程(a) 发生了超转(n_g 超出限制值3.2%)、超温(T_{45} 超出限制值35%), 并且喘振裕度 SMc 最低时只有4.62%。此外, 尽管选取了多个限制模块, 然而并不是每个模块均起了作用, 当其中的一些限制参数起作用后另外的一些参数就会相应地降低/增加, 从而达不到其限制值, 但这些限制参数彼此不能够相互代替, 因为发动机性能衰减程度不同或飞行条件不同时投入的参数限制器是不同的。

图4给出了标准大气条件下 $H=3\text{ km}$,

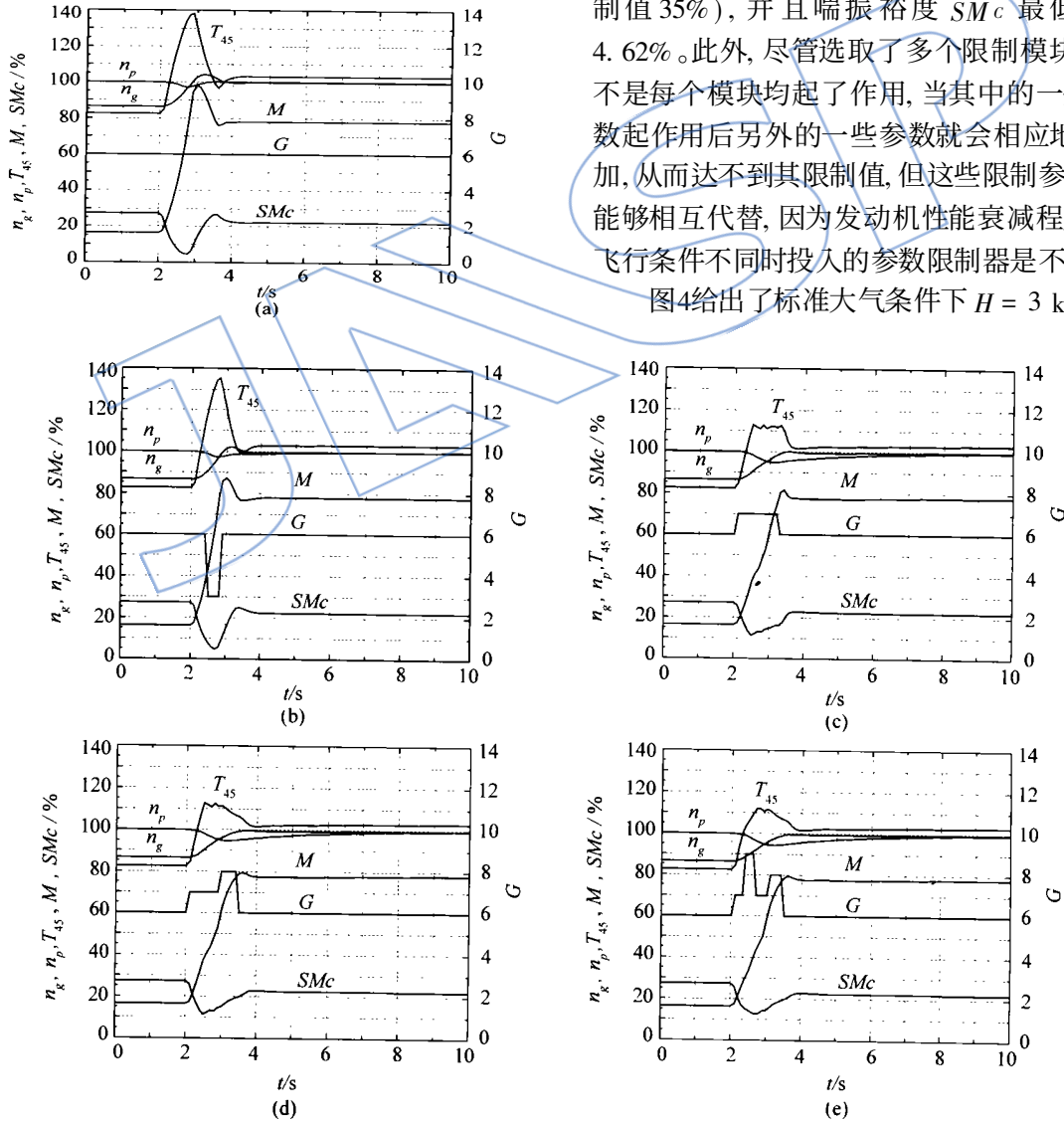


图3 加速过程对比曲线

Fig. 3 Parametric curve of engine acceleration

$Ma=0.3$ 时发动机的减速过程。限于篇幅, 这里仅给出了组合控制规律的仿真结果。总矩角由 10 下拉到 2 时, 燃气发生器的过渡过程为 4 s 左右, 而动力涡轮转速稳定需要 8 s 左右。从图 4 中可以看出, 在减速初始阶段为了保证不贫油熄火, 油气比控制规律 ($G=15$) 起作用, 随后速率限制模块 ($G=11$) 投入工作, 当 n_p 相对超调量过大导致输出扭矩过小时最小扭矩控制模块 ($G=10$) 投入工作, 最后由动力涡轮恒速模块控制发动机。

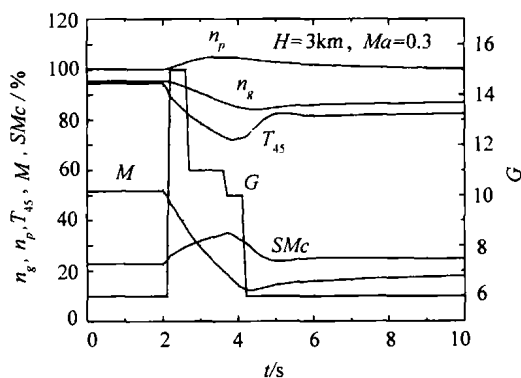


图4 减速过程仿真

Fig. 4 Simulation of engine deceleration

从上面的仿真结果可以看出, 涡轴发动机过渡过程控制中起主要作用的是动力涡轮转速控制模块, 各种参数限制模块只是保证发动机在过渡过程中的安全。在具备了参数限制模块后, 对发动机控制器的设计就可以变得简单, 因为只要通过测量要限制的参数就可以保证发动机安全, 而不需要对控制器进行调整来适应发动机间的差异或发动机性能的恶化, 飞行员可以无约束地操纵发动机。

值得指出的是, 本文的仿真没有考虑控制执行机构的惯性, 因此在实际的控制系统设计中需要根据执行机构的实际动态特性对各控制模块进行修正。特别是温度控制模块, 由于热电偶的时间常数较大, 这将导致温度控制模块延迟投入工作, 引起超温, 若不对其进行修正, 当热电偶时间常数过大时会造成加速过程在温度控制模块投入工作前就结束, 温度限制模块就失去了意义。

4 结 论

(1) 由于涡轴发动机固有的特点, 在对发动

机进行控制时必须额外地考虑功率限制, 加上通常的参数限制, 需要更加重视参数限制对发动机控制的影响。

(2) 仿真结果表明, 不同的参数限制会对发动机加减速性能造成不同程度的影响, 因此适当选取限制的参数及其限制值对优化发动机的过渡态性能具有积极的意义。

(3) FADEC 系统具有参数限制模块后, 飞行员可以无约束地操纵发动机, 特别地, 当发动机由于长期使用导致性能衰退后也不需要调整控制系统, 这对于维护发动机和控制系统具有十分可观的经济效益。

参考文献:

- [1] [俄] 涅恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐, 程振海译. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [2] Martucci A, Volponi A J. Fuzzy Fuel Flow Selection Logic for a Real Time Embedded Full Authority Digital Engine Control[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2003, 125: 909~916.
- [3] 邢家瑞, 等编译. 多状态飞机动力装置综合控制[M]. 辽宁沈阳: 沈阳航空发动机研究所, 1996.
- [4] [俄] 古列维奇, 戈尔别格. 航空燃气涡轮发动机的控制方法与燃气涡轮发动机过渡态特性的数学模拟[M]. 程心健, 朱旭津, 于维凤, 等译. 无锡: 中国航空动力控制系统研究所, 1998.
- [5] 胡晓煜. 美国航空发动机控制技术的发展历程[J]. *动力控制*, 2004(4): 14~22.
- [6] 奚旺, 刘永文, 杜朝辉, 等. 基于 Modelica 语言的燃气涡轮建模及应用[J]. *动力工程*, 2004, 24(1): 41~44.
Xi Wang, LIU Yong-wen, Du Zhaohui et al. Gas Turbine Modeling and Its Application Basing on the Modelica[J]. *Power Engineering*, 2004, 24(1): 41~44.
- [7] 黄开明, 黄金泉, 刘杰, 等. 基于无迭代解法的航空发动机实时模型[J]. *航空发动机*, 2004, 30(2): 35~38.
Huang Kaiming, Liu Jie, Zhou Jianbo et al. An Aero-Engine Real Time Model Based on Non-Iterative Method[J]. *Aeroengine*, 2004, 30(2): 35~38.
- [8] 屈裕安, 谢寿生, 宋志平. 某涡扇发动机过渡过程仿真研究[J]. *航空动力学报*, 2003, 18(04): 530~533.
Qu Yuan, Xie Shousheng, Song Zhiping. Simulation of Dynamic Performance of a Turbofan Engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(4): 530~533.