

文章编号: 1000-8055(2009)04-0867-08

涡扇发动机加减速控制规律设计的功率提取法

陈玉春¹, 徐思远¹, 刘振德², 屠秋野¹, 于守志²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航天科工集团 第三研究院, 北京 100074)

摘 要: 为了简单、快速和准确地设计双轴涡扇发动机加、减速控制规律, 提出了一种加、减速控制规律设计的新方法——功率提取法: 在发动机稳态特性计算模型的基础上, 分别从高、低压转子提取额外功率, 使得高压压气机工作点(线)沿等换算转速线移动, 并保证低压转子转速满足预定的要求, 在同时考虑风扇和压气机喘振裕度限制、涡轮进口总温限制以及燃烧室熄火边界的条件下, 利用适当的描述形式, 可以快速而准确地获得最优双轴涡扇发动机加、减速控制规律。对某型涡扇发动机加速控制规律的改进设计结果表明, 提出的加、减速控制规律的设计方法具有直观、快速、准确而有效的优点。

关 键 词: 加、减速特性; 加、减速控制规律; 涡扇发动机; 功率提取法; 优化设计

中图分类号: V231

文献标识码: A

Power extraction method for acceleration and deceleration control law design of turbofan engine

CHEN Yu-chun¹, XU Si-yuan¹, LIU Zhen-de², TU Qiur-ye¹, YU Shou-zhi²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. The 3rd academy of China Aerospace Science and Industry Corporation,
Beijing 100074, China)

Abstract: A new and effective method——power extraction method (PEM), which is a simple, rapid and accurate tool of turbofan engine for acceleration and deceleration control law design, was proposed in this paper. Based on the steady-state performance computing model, the virtual power extractions of fan shaft and compressor shaft were introduced to make the steady-state operating points (line) move from normal operating points (line) at the constant corrected line of compressor, and the speeds of fan shaft and compressor shaft were maintained at given values. While taking into account the surge margin limit of compressor and fan, total temperature limit of turbine inlet and the flameout limit of combustor, an appropriate form was used to describe the acceleration and deceleration control law. In combination with the experiences of research and the development of turbine engines, the acceleration and deceleration control law of turbofan was designed rapidly and accurately. The computing results of the improved acceleration control law of some turbofan engine indicate that the VPPEM is accurate and effective.

Key words: acceleration and deceleration characteristics;
acceleration and deceleration control law; turbofan engine;

收稿日期: 2008-03-18; **修订日期:** 2008-12-12

作者简介: 陈玉春(1967-), 男, 布依族, 贵州惠水人, 副教授, 博士, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

本文成果获部级科技进步三等奖。

涡扇发动机加、减速特性-加、减速时间,是衡量发动机使用性的重要参数,许多情况下,飞机要求涡扇发动机的加、减速时间尽可能短.缩短发动机加、减速时间的一种有效途径是合理设计(优化)发动机的加、减速控制规律.在保证发动机在满足限制条件情况下,可以实现加、减速时间最短的控制规律通常称为最优加、减速时间控制规律.传统的加、减速控制规律优化设计方法是基于发动机动态特性计算程序的有约束的泛函优化方法:寻找某种加、减速控制规律的函数,使得发动机加、减速时间为最小.文献[1-9]就是在传统的方法上利用不同的优化算法,研究了涡喷、涡扇、涡轴发动机的加速控制规律,获得了一些有意义的研究结论.但是这些加速控制规律设计方法有不易实现、数学计算方法复杂以及通用性不好等缺点,不利于各种飞行条件和气候条件下的加、减速控制规律寻优和评定.因此有必要发展一种方便、快速而有效的新模型和相应的计算程序来实现涡扇发动机加、减速控制规律设计.

在对涡喷、涡扇发动机加、减速控制规律进行了较为系统的研究后,文献[10]中提出了一种加、减速控制规律设计的新方法——功率提取法.利用该方法对某型涡喷发动机加速控制规律进行了改进,计算结果证明了功率提取法的有效性.而研究发现,对于双轴发动机而言,功率提取法应用过程中仍存在不便之处,本文对文献[10]中提出的功率提取法进行了若干改进,使功率提取法的应用更加方便.对某型涡扇发动机加速控制规律设计与改进的结果表明,改进后的功率提取法具有方便、快速以及通用等优点.

1 功率提取法模型介绍

1.1 功率提取法概念

加、减速控制规律设计的功率提取法的出发点是,不依赖发动机动态特性计算程序,而是在发动机稳态特性计算程序的基础上实现加、减速控制规律设计,以达到“化动态问题为稳态问题”的目的.以单轴涡喷发动机为例,在发动机换算转速保持不变时,在发动机转子上提取额外的功率 HP_{EXT} (比正常提取功率多的部分),可以使得动机稳态工作点偏离正常的稳态工作点.如图1所示, HP_{EXT} 增加时,发动机稳态工作点向喘振边界靠近,这正好与加速过程中该换算转速下的工作

点的位置一致,而 HP_{EXT} 减小时(可以是负值),发动机稳态工作点则远离喘振边界,这正好与减速过程中该换算转速下的工作点的位置一致.这种在稳态特性计算程序的基础上,引入额外功率提取 HP_{EXT} ,并通过改变 HP_{EXT} 来实现加、减速控制规律设计的方法就称为功率提取法.

功率提取法可以保证涡轮稳态工作点与加、减速过程中基本一致,所获得的 HP_{EXT} 也非常接近转子加、减速功率,有助于估算发动机加、减速时间.功率提取法应用于单轴涡喷发动机时,直接从转子上提取 HP_{EXT} ,应用于双轴涡扇发动机时,直接从高压转子提取,如果要保证风扇工作点位置,也可以同时在低压转子上提取.

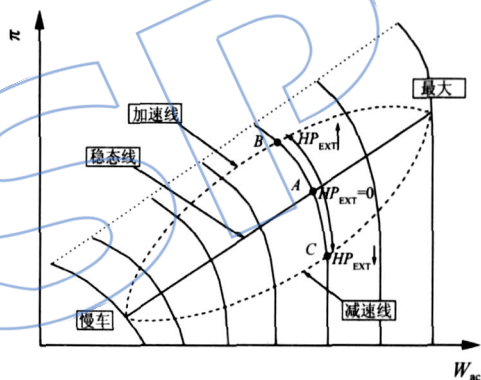


图1 HP_{EXT} 对稳态工作点的影响

Fig. 1 Influence of HP_{EXT} on steady operating point

由图1可见, $HP_{EXT} = 0$ 对应发动机正常的稳态工作点A, $HP_{EXT} > 0$, 涡轮功率大于压气机功率,需要燃烧室供油量比正常工作时高,故对应加速工作点B, $HP_{EXT} < 0$, 涡轮功率小于压气机功率,需要燃烧室供油量比正常工作时低,故对应减速工作点C.在 $HP_{EXT} \neq 0$ 时,在慢车状态到最大状态之间的若干个换算转速下,通过改变 HP_{EXT} ,获得的若干个B点和若干个C点,就分别构成了“加速线”和“减速线”,当取消 HP_{EXT} 时,“加速线”和“减速线”对应的发动机供油规律,就是发动机的加、减速控制规律.这就达到了“化动态问题为稳态问题”的目的.

1.2 功率提取法数学模型

以双轴分排涡扇发动机为例,传统的双轴涡扇发动机稳态特性计算模型^[11]中描述部件共同工作的非线性方程(误差方程)组为

$$E_1 = L_{TH} - L_{CH} = E_1(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (1)$$

$$E_2 = L_{TL} - L_{CL} = E_2(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (2)$$

$$E_3 = TFF_{HP} - TFF_{HPC} = E_3(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (3)$$

$$E_4 = TFF_{LP} - TFF_{LPC} = E_4(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (4)$$

$$E_5 = WG_{72} - WG_{72C} = E_5(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (5)$$

$$E_6 = WG_{71} - WG_{71C} = E_6(X_1, X_2, \dots, X_6) \quad (6)$$

式中 E_1, E_2 表示高压涡轮/高压压气机、低压涡轮/风扇功率平衡, E_3, E_4 表示燃烧室/高压涡轮、高压涡轮/低压涡轮流量平衡, E_5 表示外涵道出口/外涵道尾喷管的流量平衡, E_6 表示低压涡轮出口/尾喷管流量平衡; L_{TH} 和 L_{TL} 分别为高、低压涡轮功, L_{CH} 和 L_{CL} 分别为高压压气机和风扇功, TFF_{HP} 为高压涡轮特性图中的换算流量, TFF_{HPC} 为根据燃烧室出口气流参数求出的高压涡轮换算流量, TFF_{LP} 为低压涡轮特性图中的换算流量, TFF_{LPC} 为根据高压涡轮出口气流参数求出的低压涡轮换算流量, WG_{72} 为外涵道出口空气流量, WG_{72C} 为根据外涵尾喷管喉部面积和空气参数计算出来的空气流量, WG_{71} 为涡轮出口燃气流量, WG_{71C} 为根据尾喷管喉部面积和燃气参数计算出来的燃气流量; $X_1 \sim X_6$ 为与风扇、压气机和高、低压涡轮共同工作点有关的独立变量, 它们因发动机控制规律不同而不同, 例如: 对于定几何涡扇发动机, 当控制规律为发动机高压转子转速 n_h 为常数时, $X_1 \sim X_6$ 分别为风扇和压气机压比 Z_F 和 Z_C , 低压转子转速 n_l , 涡轮进口总温 T_{t4} , 高低压涡轮换算流量 TFF_{HP} 和 TFF_{LP} 。

在式(1)和(2)的基础上, 分别引入额外功率提取 HP_{EXT1} (高压转子) 和 HP_{EXT2} (低压转子), 使得功率平衡方程分别变为

$$E_1 = L_{TH} - L_{CH} - HP_{EXT1} \quad (7)$$

$$E_2 = L_{TL} - L_{CL} - HP_{EXT2} \quad (8)$$

式(3)~(6)保持不变, 设定控制规律为高压转速等于常数, 并改变 HP_{EXT1} 和 HP_{EXT2} 的大小, 采用传统的发动机非设计点性能计算方法, 计算发动机稳态平衡工作点, 即可实现功率提取法。功率提取法能够获得最优加、减速控制规律的证明如下:

双轴涡扇发动机加、减速特性的动态计算模型中的功率平衡方程为

$$E_1 = L_{TH} - L_{CH} - I_{PH}\omega_h d\omega_h/dt \quad (9)$$

$$E_2 = L_{TL} - L_{CL} - I_{PL}\omega_l d\omega_l/dt \quad (10)$$

式中 I_{PH} 和 I_{PL} 分别为高、低压转子转动惯量; ω_h

和 ω_l 分别为高、低压转子角速度。

不考虑容积效应的动态计算模型中的其它误差方程与稳态特性计算模型的完全一致。

对比式(7)和(9)以及式(8)和(10)可知: 高压转子额外功率提取 HP_{EXT1} 等于高压转子加速功率 $I_{PH}\omega_h d\omega_h/dt$, 低压转子额外功率提取 HP_{EXT2} 等于低压转子加速功率 $I_{PL}\omega_l d\omega_l/dt$ 。

以加速控制规律设计为例 ($HP_{EXT1} > 0$), 随着 HP_{EXT1} 的增加, 稳态工作点 (相当于加速过程中该换算转速下的加速工作点) 逐渐靠近喘振边界 (T_{t4} 和 α 也同时增加), 因此, 只要在发动机慢车转速至最大转速之间选取若干高压转速, 在满足高压压气机喘振裕度 (ΔSMC) 限制、 T_{t4} 限制以及燃烧室熄火余气系数 α 限制条件下, 尽可能增加 HP_{EXT1} , 直至获得允许的 HP_{EXT1} 最大值, 获得的这些稳态工作点的供油规律, 就是最优加速控制规律, 因为在任意转速下的高压转子加速功率和角加速度均为最大值, 总的加速时间 t_{acc} 也就最短, 从下面的式(11)很容易看出来

$$t_{acc} = \int dt = \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 I_{PH} \int_{n_{idle}}^{n_{max}} \frac{n_h}{HP_{EXT1}} dn_h \quad (11)$$

式中 n_{idle} 为慢车转速, n_{max} 为最大状态转速。

减速控制规律的设计是类似的。因此, 对于以加、减速时间最短为目标的控制规律设计而言, 功率提取法获得的加、减速控制规律是最优的, 无需采用传统的优化方法获得, 避免了复杂数学方法的使用, 这正是功率提取法的优点所在。

研究表明, 上述这种“纯功率提取法”在加、减速控制规律设计中仍然有不方便应用之处: 在给定的 ΔSMC 或 T_{t4} 或 α 条件下, 必须通过迭代计算的方法获取最大额外功率提取, 计算过程较复杂。因此有必要对其进行改进。涡喷、涡扇发动机功率提取法的改进模型如下所述。

对于方程组(1)~(6), 如果将燃烧室出口燃气流量直接换算并假设为高压涡轮进口换算流量 (即 $TFF_{HP} = TFF_{HPC}$, 因而 $E_3 = 0$), 将高压涡轮出口燃气流量直接换算并假设为低压涡轮进口换算流量 (即 $TFF_{LP} = TFF_{LPC}$, 因而 $E_4 = 0$), 方程组(1)~(6)将会降维成四元非线性方程组 (E_3 和 TFF_{HP} 被去掉, E_4 和 TFF_{LP} 被去掉); 更进一步, 如果 n_l 和 Z_C 设定为已知参数 (Z_C 可以通过给定的压气机喘振裕度 ΔSMC 直接求出来), 方程组(1)~(6)将会降维成二元非线性方程组

$$E_5 = E_5(T_{t4}, Z_F) \quad (12)$$

$$E_6 = E_6(T_{t4}, Z_F) \quad (13)$$

如果 n 和 T_{t4} 设定为已知参数式方程组(1)~(6)也会降维成二元非线性方程组

$$E_5 = E_5(Z_C, Z_F) \tag{14}$$

$$E_6 = E_6(Z_C, Z_F) \tag{15}$$

通过上述的方程组降维处理,方程组迭代计算平衡时,实际上只能够保证发动机部件流量连续,功率平衡将不能够保证,高压涡轮功率与高压压气机功率之差,就是纯功率提取法中的额外功率提取 HP_{EXT1} ,低压涡轮功率与风扇功率之差,就是纯功率提取法中的额外功率提取 HP_{EXT2} . 发动机稳态特性计算模型通过这样的改进后,本质上还是功率提取法,但是,它可以实现任意给定 Z_C (对应 ΔSMC) 或 T_{t4} 或 α ,并方便地设计涡扇发动机加、减速控制规律.

对于定几何单轴涡喷发动机来说,通过类似的方法,也可以将其误差方程组降维成一元非线性方程,并可以实现任意给定 Z_C (对应 ΔSMC) 或 T_{t4} 或 α ,并方便地获得涡喷发动机加、减速控制规律.

2 影响功率提取法计算精度的因素

研究发现,对于单轴涡喷发动机,使得功率提取法和动态特性计算之间存在误差的因素主要是发动机部件的容积效应,因为动态计算程序中考虑了容积效应,而功率提取法中没有考虑;对于双轴涡扇发动机,造成误差的因素除了容积效应外,还有 n (或者高、低压转子转差).

在 $H = 0\text{ km}$, $Ma = 0$, 国际标准大气条件下,分别利用功率提取法和加速特性计算程序对某型涡喷发动机进行动态工作点计算:先给定某一快速加速控制规律,利用动态特性计算程序计算得到发动机转子加速功率,将该加速功率代入功率提取法程序中进行计算,压气机特性图中的工作

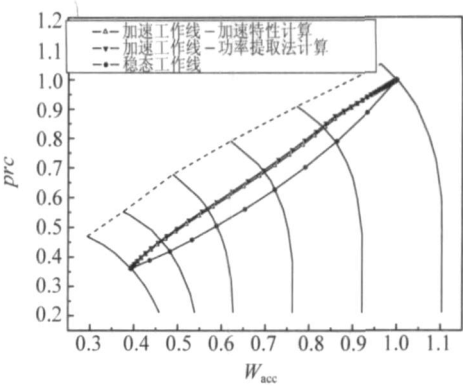


图 2 功率提取法与加速特性计算程序的工作线比较
Fig. 2 Comparison of operating lines of PEM and dynamic computing

线位置对比如图 2 所示(相对值),具体的参数数值对比见表 1.

由图 2 的曲线和表 1 的数据不难看出,由于容积效应的影响,使得加速特性计算的工作线较功率提取法的远离喘振边界,也就是说,功率提取法的计算结果偏保守.就本算例而言,容积效应对功率提取法计算精度的影响是可以忽略不计的.如果要严格考虑功率提取法的误差,可以通过功率提取法与动态计算之间的迭代修正来获得更为精确的控制规律(详见 4.2 节).

同样在 $H = 0\text{ km}$, $Ma = 0$, 国际标准大气条件下,分别利用功率提取法和加速特性计算程序对某型分排涡扇发动机进行动态工作点计算:先给定某一快速加速控制规律,利用动态特性计算程序计算得到高压转子加速功率和低压转速 n_1 ,将高压转子加速功率代入功率提取法计算程序,并分别按加速过程的 n_1 和无额外功率提取的节流特性计算得到的 n_2 代入功率提取法计算程序中进行计算,得到不同的 n 对功率提取法计算误差的影响结果如表 2 所示.

表 1 功率提取法与加速特性计算的工作点参数比较

Table 1 Comparison of parameters on operating lines of PEM and dynamic computing

参数		换算流量 $W_{acc}/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$			压比 prc			喘振裕度 $\Delta SMC/\%$		
转速/ $\%$	动态	功率提取法	相对误差/ $\%$	动态	功率提取法	相对误差/ $\%$	动态	功率提取法	相对误差/ $\%$	
50	0.6956	0.6956	0	1.717	1.717	0	73.9166	73.9142	- 0.0033	
60	0.8178	0.8131	- 0.5747	2.160	2.173	0.6019	49.6369	47.9816	- 3.3348	
70	1.0042	1.0028	- 0.1394	2.659	2.694	1.3163	40.7669	38.6046	- 5.3041	
80	1.2318	1.2294	- 0.1948	3.250	3.292	1.2923	29.8066	27.7545	- 6.8847	
90	1.4791	1.4741	- 0.3380	3.981	4.013	0.8038	17.1359	15.7423	- 8.1326	
100	1.7672	1.7672	0	4.744	4.744	0	9.0800	9.0767	- 0.0363	

表 2 n_1 对功率提取法计算误差的影响

Table 2 Influence of n_1 on error of PEM

参数	喘振裕度 $\Delta SMC / \%$		
高压转速/ %	按 n_1 计算/ %	按 n_2 计算/ %	相对误差/ %
77.5	4.401	4.508	2.4313
80.0	6.733	6.823	1.3367
85.0	7.202	7.118	- 1.1663
90.0	5.337	5.430	1.7426
95.0	7.195	6.897	- 4.1418
97.5	6.414	6.414	0.000

由表 2 可见,按照 n_2 进行加速控制规律设计,不会产生明显的误差.容积效应和低压转速对功率提取法精度影响的结论,同样适用于减速控制规律设计.

综上所述,功率提取法完全能够适用于涡喷涡扇发动机加、减速控制规律的设计.

3 算例与结果分析

3.1 单一飞行状态下发动机加速控制规律的设计

在 $H=0\text{ km}$, $Ma=0$, 国际标准大气 (ISA) 条件下,给定某定几何小型双轴分排涡扇发动机加速过程中的高压压气机喘振裕度 $\Delta SMC \geq 4\%$,最高涡轮进口总温 T_{t4} 比最大状态下高 90 K,燃烧室富油熄火余气系数 $\alpha \geq 1.2$,在发动机慢车转速 (77.5 %) 至最大转速 (97.5 %) 之间等距选取 9 个高压转速,利用 1.2 节中改进的功率提取法进行加速控制规律设计,获得的最优加速控制规律 ($W_{fb}/p_{t3} = f(n_h)$) ——加速线和稳态线如图 3 所示.

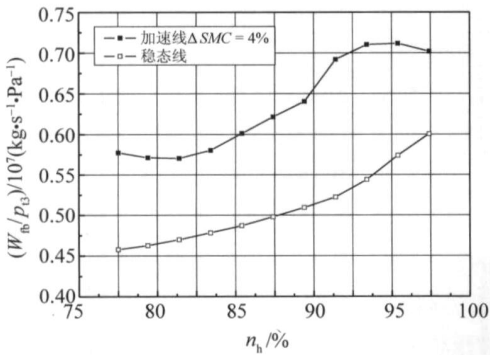


图 3 某涡扇发动机单一飞行状态下的最优加速控制规律
Fig. 3 Optimal acceleration control law of some turbofan engine at a certain flight condition

由于该发动机从慢车到最大状态的之间的喘振裕度比较小,故在加速控制规律计算时,多数状态下只受到 $\Delta SMC \geq 4\%$ 的限制.

3.2 飞行高度对加速控制规律的影响

在 $Ma=0$, ISA 条件下,分别取飞行高度 $H=0, 3, 6, 9\text{ km}$ (该发动机的飞行包线中的高度范围),计算得到飞行高度对图 3 中的加速控制规律的影响如图 4 所示.

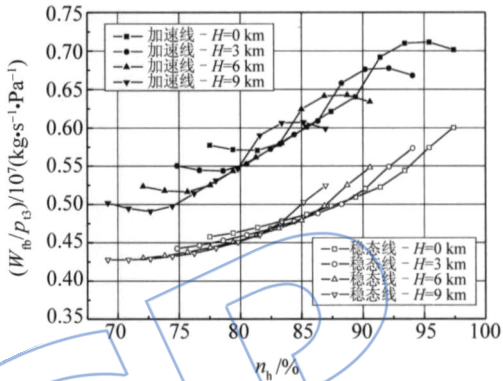


图 4 飞行高度对加速控制规律的影响
Fig. 4 Affect of flight altitude to acceleration control law

可见,由于飞行高度的增加,发动机进口总温降低,使得供油量 W_{fb} 和压气机物理转速 n_h 都降低,故加速性和稳态线均向左下方移动.

3.3 飞行马赫数对加速控制规律的影响

在 $H=0\text{ km}$, ISA 条件下,分别取飞行马赫数 $Ma=0, 0.3, 0.5, 0.7$ (该发动机的飞行包线中的马赫数范围),计算得到飞行马赫数对图 3 中的加速控制规律的影响如图 5 所示.

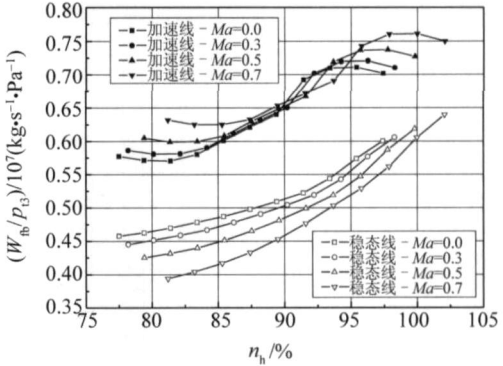


图 5 飞行马赫数对加速控制规律的影响
Fig. 5 Affect of flight Ma to acceleration control law

可见,由于飞行马赫数的增加,发动机进口总温增加,使得供油量 W_{fb} 和压气机物理转速 n_h 都升高,故加速性和稳态线均向右上方移动.还可以看出来,随 Ma 增加,加速性与稳态线之间的距离

增加(Ma 增加使得高压涡轮落压比增加所导致的缘故), 涡轮剩余功率(即额外功率提取)增加, 有利于缩短加速时间。

3.4 气候条件对加速控制规律的影响

在 $H = 0\text{ km}$, $Ma = 0$ 条件下, 分别取大气温度 $T_H = -45, -25, -5, 15, 35\text{ }^{\circ}\text{C}$ (该发动机工作大气温度范围), 计算得到大气温度对图 3 中的加速控制规律的影响如图 6 所示。

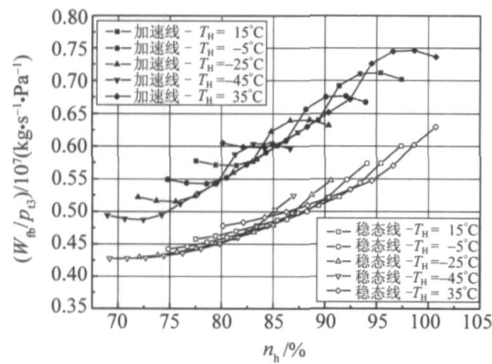


图 6 大气温度对加速控制规律的影响

Fig. 6 Affect of weather to acceleration control law

可见, 大气温度对加速控制规律的影响与飞行高度的影响类似。

3.5 最优加速控制规律的获得

如果要设计一个唯一的加速控制规律, 只需将图 4、图 5 和图 6 的控制规律叠加, 获得一个加速控制规律可行域: 由所有的加速线和稳态线围成的区域, 该可行域的左上边界, 就是某型双轴分排涡扇发动机在给定的飞行条件和气候条件下的改进(最优)加速控制规律, 如图 7 所示(图中还示出了该涡扇发动机原来的加速控制规律——试验值)。

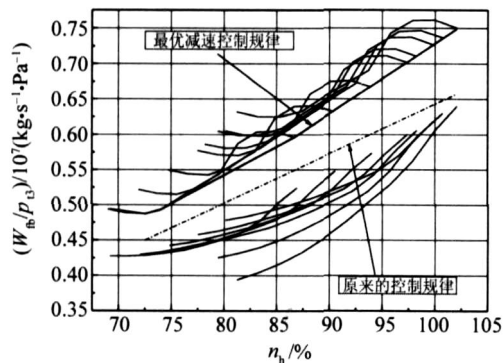


图 7 某型涡扇发动机的最优加速控制规律

Fig. 7 Optimal acceleration control law of some turbofan engine

由于各种因素的影响, 使得适应于各种飞行

条件和气候条件的最优控制规律(图 7) 与适应单一飞行条件的最优控制规律(图 3) 有较大区别, 这正是在不同的飞行条件和气候条件下设计加速控制规律的难点所在。

将图 7 中的原来的控制规律和改进后的控制规律分别输入加速特性计算程序(不考虑控制系统的动态特性, 以及动态-稳态控制规律的转换方法), 得到该发动机加速过程中 n_h , n_l , T_{t4} , ΔSMC 以及 W_{fb} 随时间的变化历程见图 8~图 11 所示。

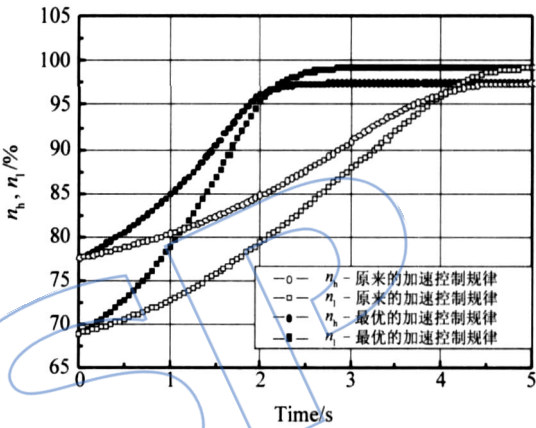


图 8 加速控制规律改进前后的 n_h, n_l 随时间的变化

Fig. 8 n_h, n_l vs. time before and after the improved acceleration control law

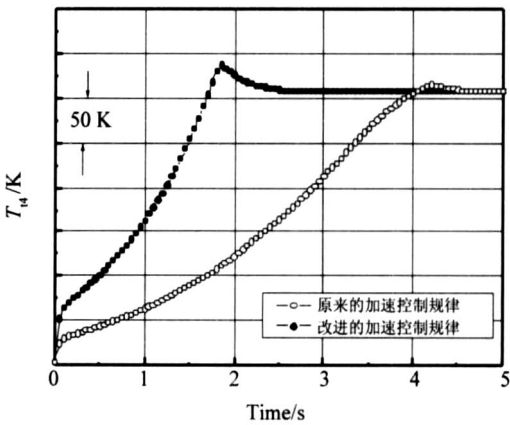


图 9 加速控制规律改进前后的 T_{t4} 随时间的变化

Fig. 9 T_{t4} vs. time before and after the improved acceleration control law

采用改进的加速控制规律后, 某型涡扇发动机的加速性得到大幅度改善: 由图 8 可以大致看出加速时间缩短约 2 s (50 %). 原因是:

1) 由图 10 可见, 改进后的加速控制规律能够保证整个加速过程中的 ΔSMC 最小值为 4.75 % (注: (a) 虽然设计加速控制规律时给定 ΔSMC 为 4 %, 但容积效应和转差使得动态计算

中的 ΔSMC 偏高; (b) 加速过程中的 ΔSMC 的变化规律反映出图 7 中全飞行条件的最优控制规律与图 3 中单一飞行条件的最优控制规律之间的区别, 而原来的控制规律的 ΔSMC 在大多数情况下相对较高;

2) 改进加速控制规律后较高的 W_{fb} (图 11) 使得 T_{t4} 也相对高 (但并没有超过限制值, 见图 9), 因而用于发动机转子加速的涡轮剩余功率也较高, 加速性得到改善. 而且, 改进后的最优控制规律适应于给定的各种飞行条件和气候条件. 该发动机加速控制规律改进验证试验也获得了一致的结论 (略).

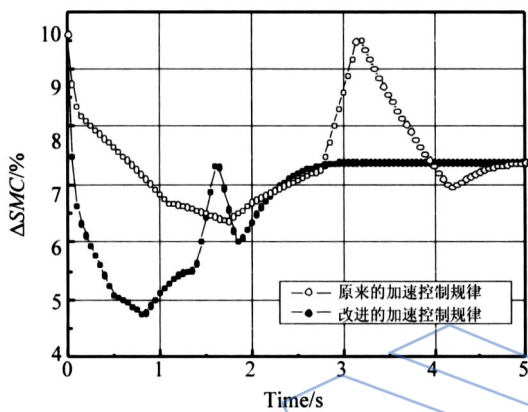


图 10 加速控制规律改进前后的 ΔSMC 随时间的变化
Fig. 10 ΔSMC vs. time before and after the improved acceleration control law

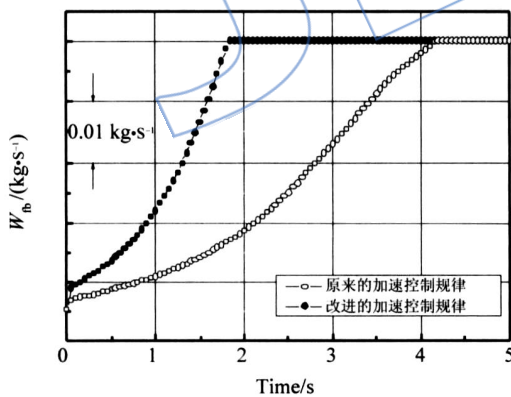


图 11 加速控制规律改进前后的 W_{fb} 随时间的变化
Fig. 11 W_{fb} vs. time before and after the improved acceleration control law

按照 3.1~3.5 节的计算步骤, 同样可以获得该发动机的最优减速控制规律 (略). 所不同的是, 在减速控制规律设计中, 没有压气机喘振裕度的限制, 限制减速控制规律设计的条件有: 风扇喘振裕度限制、燃烧室贫油熄火限制, 涡轮进口总温变化速率限制以及转子转速变化速率限制等.

3.6 功率提取法在起动控制规律设计中的分析

如果能够准确获得发动机各部件从零转速至慢车转速之间的特性, 按照上述加、减速控制规律设计的步骤, 功率提取法同样可以实现最优起动控制规律的设计, 并且还可以准确计算出需要的带转功率 (起动机功率), 以及评定飞行条件和气候条件对起动特性和起动控制规律的影响 (略).

4 其它方面的讨论

4.1 加减速控制规律的描述形式

加、减速供油规律有多种描述方式, 常见的形式如下:

$$W_{fb} = f_1(t) \quad (16)$$

$$W_{fb}/p_{t3} = f_2(n) \quad (17)$$

$$W_{fb}/(p_{t3} \sqrt{T_{t21}}) = f_3(n/\sqrt{T_{t21}}) = f_3(n_{cor}) \quad (18)$$

式 (16) 的控制规律中, 燃烧室供油量 W_{fb} 仅是时间 t 的函数, 只适用于单一的飞行条件. 式 (17) 可以较好地反映不同飞行条件的空气流量 (通过压气机后总压 p_{t3} 反映) 和转速 n 的变化对 W_{fb} 的影响. 式 (18) 则利用相似参数表示 (式左边为换算燃油流量, 右边为换算转速 n_{cor} 的函数), 故该函数与飞行高度 H 基本无关, 当喷管处于临界或超临界状态时, 该函数关系唯一, 与飞行马赫数 Ma 无关. 但这种控制规律的缺点是必须比 (17) 式多测量一个参数 (压气机进口总温 T_{t21}), 在实际的发动机测量参数中, 由于 T_{t21} 通常采用铂电阻测量, 其时间常数较大, 故 (18) 式的控制规律在实际应用中会受到一定的限制.

鉴于篇幅有限, 本文第 3 节的算例中只对式 (17) 描述的控制规律进行研究.

4.2 功率提取法与动态特性计算的联合计算

正如第 2 节所述, 发动机部件容积效应和低压转速会对功率提取法产生一定的误差, 解决的方法是通过功率提取法与动态特性计算程序联合迭代计算. 研究表明, 先通过功率提取法获取加、减速控制规律, 代入动态特性计算程序计算后, 将动态计算获得的喘振裕度和 (或) 低压转速在代入功率提取法进行一次计算, 基本上能够消除计算误差.

通过功率提取法与动态特性计算程序联合迭代计算, 还可以实现对尾喷管喉部面积可调的涡喷、涡扇最优控制规律设计.

4.3 关于发动机部件特性

研究表明,使用功率提取法设计最优加、减速控制规律时,应该注意以下问题:

1) 部件特性(尤其是压气机特性)的准确度会严重影响功率提取法的计算精度,故应该尽可能采用实际的发动机部件特性;

2) 加、减速过程中燃烧室的油气比远离正常工作时的油气比,通常的燃烧室特性有可能不反映油气比对燃烧效率的影响,故应该采用能够反映油气比对燃烧效率影响的燃烧室特性.

4.4 基于增加发动机寿命的加减速控制规律

随着发动机使用寿命和可靠性的提高,发动机的加、减速时间不再是评定加、减速特性好坏的唯一标志(例如本文3.5节设计的最优加速控制规律使得发动机加速时间缩短到约2s,这在工程实际中有时候可能是不必要的),为了提高发动机寿命和可靠性的加、减速控制规律值得深入研究.功率提取法可以随意给定转子转速变化率和涡轮进口总温变化率来设计加、减速控制规律,为进一步的研究提供了理想的理论研究手段.

5 结 论

1) 本文提出的功率提取法,能够在给定的发动机飞行条件和气候条件下,考虑各种加、减速过程中限制条件,方便、快速地设计涡扇发动机最优加、减速控制规律.

2) 经过改进后的功率提取法,能够在任意给定发动机的喘振裕度、涡轮进口总温以及燃烧室余气系数的条件下,快速、准确地设计加、减速控制规律,使得设计过程大大简化.

3) 功率提取法还可以应用于涡轮发动机启动控制规律设计.

4) 功率提取法为涡轮发动机的加、减速控制规律的设计与优化提供了一种很好的工具,认为具有一定的推广应用前景.

参考文献:

- [1] Teren F. Minimum-time acceleration of aircraft turbofan engines by using fin algorithm based on nonlinear programming[R]. NASA-TM-73741.
- [2] Liang J X. Constrained nonlinear optimal jet engine accelerating control[R]. AIAA 88-3178.

- [3] 倪维斗,刘少英.航空发动机最小时间加速控制规律的设计[J].航空动力学报,1992,7(4):389-393.
NI Weidou, LIU Shaoying. Design of acceleration control law of aero-engine for minimum time[J]. Journal of Aerospace Power, 1992, 7(4): 389-393. (in Chinese)
- [4] 陈光明,樊丁. SQP 方法在航空发动机加速过程控制中的应用研究[J].航空动力学报,1999,14(3):313-316.
CHEN Guangming, FAN Ding. Application of SQP to acceleration control of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 313-316. (in Chinese)
- [5] 何黎明,樊丁.利用 SQP 控制涡扇发动机加速过程的多目标最优优化研究[J].航空动力学报,2001,16(2):179-181.
HE Liming, FAN Ding. Application of SQP to multi-object optimization of turbofan engine acceleration control[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 179-181. (in Chinese)
- [6] 黄开明,尹泽勇,黄金泉.参数限制对涡轴发动机过渡态控制的影响[J].航空动力学报,2006,21(2):432-436.
HUANG Kaiming, YIN Zeyong, HUANG Jinquan. Analysis of turbo-shaft engine control system dynamic performance with parameter limitations[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 432-436. (in Chinese)
- [7] 赵琳,樊丁,陕薇薇.航空发动机过渡态全局寻优控制方法研究[J].航空动力学报,2007,22(7):1200-1203.
ZHAO Lin, FAN Ding, SHAN Weiwei. A global optimization approach to aero-engine under transient conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1200-1203. (in Chinese)
- [8] 谢光华,牛天华,王亿军,等.某型弹用涡喷发动机启动加速控制规律设计[J].推进技术,2003,24(3):232-235.
XIE Guanghua, NIU Tianhua, WANG Yijun, et al. Starting and acceleration control law design for a missile turbojet engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(3): 232-235. (in Chinese)
- [9] 时瑞军,樊思齐.基于遗传算法的涡扇发动机多变量加速寻优控制[J].推进技术,2003,24(4):356-360.
SHI Ruijun, FAN Siqi. Optimal acceleration control of turbofan engine with genetic algorithm [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4): 356-360. (in Chinese)
- [10] 陈玉春,刘振德,袁宁,等.一种涡轮发动机加速控制规律设计的新方法[J].航空学报,2008,29(2):328-332.
CHEN Yuchun, LIU Zhende, YUAN Ning, et al. A new method of acceleration control law design for turbine engines [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 328-332. (in Chinese)
- [11] Sellers J F, Daniel C J. D YNGEN-A program for calculating steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA-TN-D-7901, 1975.