

文章编号:1000-6893(2008)02-0327-06

一种涡轮发动机加速控制规律设计的新方法

陈玉春¹, 刘振德², 袁宁³, 于守志³

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

(2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

(3. 中国航天科工集团公司 第三十一研究所, 北京 100074)

A New Method of Acceleration Control Law Design for Turbine Engines

Chen Yuchun¹, Liu Zhende², Yuan Ning³, Yu Shouzhizhi³

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

(3. The 31st Research Institute, China Aerospace Science and Industry Corporation, Beijing 100074, China)

摘要: 提出了一种涡喷、涡扇发动机加速控制规律快速设计的新方法:在发动机稳态特性计算模型的基础上,通过额外增加转子提取功率,使得发动机稳态工作点(线)靠近喘振边界,在同时考虑燃烧室富油熄火边界、涡轮进口总温限制以及压气机喘振裕度限制的条件下,利用适当的控制规律描述形式并结合发动机工程研制中的经验,能够快速而准确地获得涡喷、涡扇发动机加速控制规律。对某型涡喷发动机加速控制规律的改进的计算结果表明,提出的加速控制规律的设计方法准确而有效。

关键词: 涡轮发动机; 加速特性; 加速控制规律设计; 功率提取法; 喘振边界; 涡轮进口总温

中图分类号: V235.113 **文献标识码:** A

Abstract: A new method of acceleration control law design for turbojet and turbofan is proposed. Based on the steady-state performance computing model, an extra power extraction of spool is induced so that the steady-state operating points (line) are approached to the surge limit. Taking the fuel-rich flameout limit of combustor, total temperature limit of turbine inlet and surge margin limit of compressor into account, and using appropriate form to describe the acceleration control law and combining with the experiences of research and development of turbine engine, the acceleration control law for turbojet and turbofan is designed fast and accurately. The computing results of improved design of acceleration control law of some turbojet engine indicate that the new method is accurate and effective.

Key words: turbine engine; acceleration characteristic; acceleration control law design; power extraction model; surge margin; turbine inlet total temperature

涡喷、涡扇发动机的加速特性-加速时间是发动机“四性”(可靠性、操纵性、耐久性以及可维护性)的重要标志之一,缩短发动机加速时间对于许多飞机来说非常重要,例如舰载飞机着舰不成功需要重新起飞时,需要发动机在尽可能短的时间内加速到最大工况。缩短发动机加速时间的一种有效途径是合理设计(优化)发动机的加速控制规律。文献[1-8]通过不同的方法研究了涡喷、涡扇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。

本文在对涡喷、涡扇发动机加速特性以及加

速控制规律进行了较为系统的研究后,提出了一种新的加速控制规律的设计方法:在发动机稳态特性计算程序的基础上,通过引入额外的功率提取,使得发动机稳态工作点向压气机喘振边界靠近,同时考虑在压气机喘振裕度限制、涡轮进口总温限制以及燃烧室富油熄火限制的条件下,利用适当的控制规律描述形式,在发动机全飞行包线上进行计算,获得涡喷、涡扇发动机的加速控制规律。对某型涡喷发动机加速控制规律进行设计与改进的结果表明本文提出的方法具有直观、快速、准确以及通用等优点。这种方法也可以应用于涡轮发动机减速控制规律的设计。

收稿日期:2007-08-25; 修订日期:2007-11-13

基金项目:国家“863”计划(2006AA705403)

通讯作者:陈玉春 E-mail: chych888@nwpu.edu.cn

1 功率提取计算模型简介

1.1 功率提取计算模型的概念

由于在发动机的加速过程中,涡轮必须提供比压气机功率更大的输出功率,以实现发动机转子的加速,故需要发动机供油量比稳态工作时高,此时的涡轮进口总温也高于稳态的,发动机加速共同工作线向压气机喘振边界靠近。要在发动机过渡态特性计算程序中实现加速控制规律设计,是一项复杂而困难的工作^[1-2],因而有必要在稳态特性计算程序的基础上研究加速控制规律。

使发动机的稳态工作点(线)靠近喘振边界的方法有两种,一是减小尾喷管喉部面积,二是在发动机转子上增加额外的功率提取。本文选择后一种方法的原因是:减小尾喷管喉部面积会使得涡轮落压比大幅度降低,涡轮的工作点与实际的加速过程工作点有较大区别,如果是双转子涡扇发动机,还可能会导致风扇工作点比压气机工作点更早地进入喘振边界,而加速控制规律一般是以压气机工作点(线)为基础来设计的。

功率提取法则可以保证涡轮工作点与加速过程中基本一致,所获得的额外功率提取也非常接近加速过程的涡轮剩余功率,有助于估算发动机加速时间。功率提取法应用于单轴涡喷发动机时,直接从转子上提取额外功率(比发动机正常功率提取多的部分),应用于双轴涡扇发动机时,直接从高压转子提取额外功率,如果为了保证风扇工作点位置,也可以同时在低压转子上提取额外功率。

1.2 功率提取法的实现

当采用功率提取法时,多数情况下燃烧室特性变化并不剧烈,故影响功率提取法计算准确度的主要因素就是压气机(和风扇)特性,因此,对于一台已知的涡喷或涡扇发动机,采用功率提取法来设计其加速控制规律的前提条件就是必须采用实际的压气机(和风扇)特性。

在稳态特性计算程序中实现功率提取法的方法是:利用已有的发动机非线性特性计算程序^[9],在非设计点特性计算时,给定发动机控制规律为转子物理转速为常数,引入发动机额外功率提取,最终形成所需计算模型。

当发动机工作平衡被破坏时(由于飞行条件变化、控制系统调节等),发动机特性计算要先通过迭代计算的方法找出发动机的工作点,以计算

发动机特性。当功率提取改变时,发动机同样不在原来的设计点工作,所以,功率提取对发动机性能影响的计算方法是:假设发动机在原来的功率提取条件下稳定工作,突然改变功率提取时,用非设计点性能计算的方法,找到发动机新的平衡工作点。与通用非设计点性能不同的是,发动机工作的不平衡是由于功率提取的变化所引起。发动机特性计算模型的控制方程仍然由功率平衡、流量连续、转速相等、压力平衡等条件所描述的方程组成^[9],这里不再详细讨论。

1.3 加速控制规律的选取

加速供油规律有多种^[10-11],常见的形式有

$$W_f = f_1(t) \quad (1)$$

$$W_f/p_{t3} = f_2(n) \quad (2)$$

$$W_f/(p_{t3} \sqrt{T_{t21}}) = f_3(n/\sqrt{T_{t21}}) = f_3(n_{cor}) \quad (3)$$

式(1)的控制规律中,燃烧室供油量 W_f 仅是时间 t 的函数,只适用于单一的飞行条件。式(2)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_f 的影响。式(3)则利用相似参数表示(式左边为换算燃油流量 $W_f/(p_{t3} \sqrt{T_{t21}})$,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。但这种控制规律必须比式(2)多测量一个参数(压气机进口总温 T_{t21})。根据所研究的涡喷发动机情况,本文只研究式(2)的控制规律。

由于式(2)的参数都不是相似参数,因此寻找该函数关系时,必须在全飞行包线内进行计算,才能够获得合理、可行的加速控制规律。

2 算例与分析

2.1 飞行包线内边界状态的计算

所研究的某型涡喷发动机的飞行包线为:飞行高度 $H=0\sim 6$ km;飞行马赫数 $Ma=0\sim 0.8$ 。为了说明问题,下面的算例中只取飞行包线中的4个边界状态来研究 H 和 Ma 对加速控制规律设计的影响:(1) $H=0$ km, $Ma=0$; (2) $H=0$ km, $Ma=0.8$; (3) $H=6$ km, $Ma=0$; (4) $H=6$ km, $Ma=0.8$ 。按照式(2)描述的加速控制规律,这4个状态和稳态的计算结果分别见图1~图4。

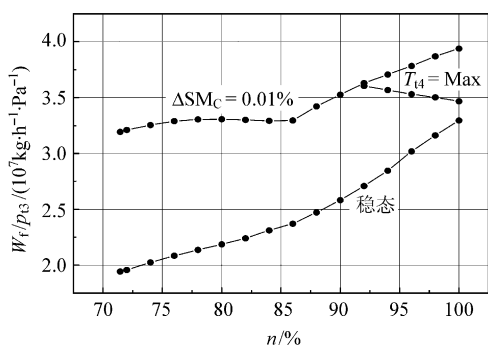


图 1 $H=0 \text{ km}, Ma=0$ 状态下的加速边界
Fig. 1 Control law margin at $H=0 \text{ km}, Ma=0$

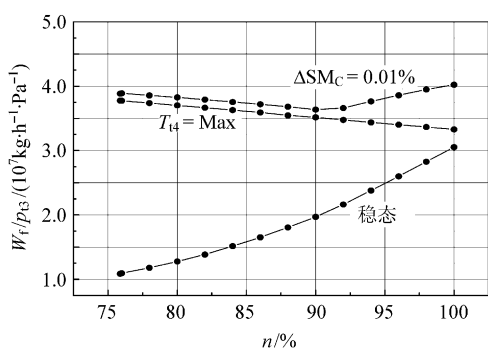


图 2 $H=0 \text{ km}, Ma=0.8$ 状态下的加速边界
Fig. 2 Control law margin at $H=0 \text{ km}, Ma=0.8$

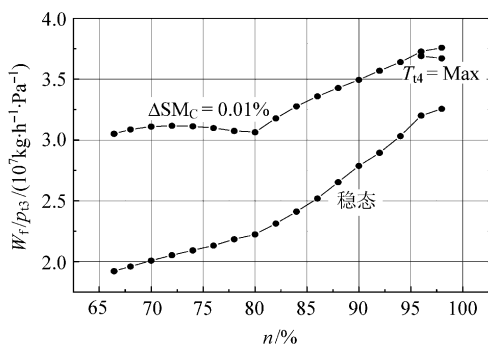


图 3 $H=6 \text{ km}, Ma=0$ 状态下的加速边界
Fig. 3 Control law margin at $H=6 \text{ km}, Ma=0$

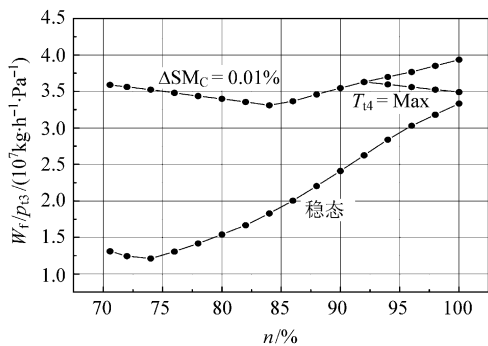


图 4 $H=6 \text{ km}, Ma=0.8$ 状态下的加速边界
Fig. 4 Control law margin at $H=6 \text{ km}, Ma=0.8$

为了验证功率提取法能够实现的计算范围，在计算中，涡轮进口总温 T_{t4} 的限制取比最大状态的高 50 K，压气机喘振裕度 ΔSM_C 极限取 0.01%。在发动机转速从最大状态到慢车状态之间选取若干个点，逐渐增加转子上额外的功率提取，使得发动机工作点逐渐逼近 T_{t4} 和 ΔSM_C 的极限，根据 1.1 节的分析，此时的稳态工作点认为与加速过程工作点一致。当额外的功率提取为零时，为稳态工作。计算中，当 ΔSM_C 先达到极限状态时，不能够获得 T_{t4} 处于极限状态下的控制规律边界，因为此时的压气机共同工作点已经非常接近喘振边界。而当 T_{t4} 先达到极限状态时，还可以进一步获得 ΔSM_C 处于极限状态下的控制规律边界（此时的 T_{t4} 会超过限制值）。

从图 1~图 4 中的曲线可见：

(1) 随 Ma 增加，发动机稳态工作点的 W_f/p_{33} 值降低幅度比较大；当 H 增加时这个值变化幅度比较小；

(2) Ma 增加对稳态 W_f/p_{33} 限制值产生影响的原因是：随 Ma 增加，由于发动机进口总温 T_{t2} 增加，比较式 (2) 和式 (3) 可知，由于 T_{t2} 增加，应该需要更高的 W_f/p_{33} ，但是所研究的发动机在地面状态的最大工况时，尾喷管处于亚临界状态， Ma 增加会使得涡轮落压比增加，这又需要更低的 W_f/p_{33} ， T_{t2} 的增加和涡轮落压比增加的综合结果使得 W_f/p_{33} 降低，尤其在小工况下，涡轮落压比增加更多， W_f/p_{33} 也就降低更多； H 增加时， T_{t2} 降低使得 W_f/p_{33} 略微降低，是因为 T_{t2} 同时影响 W_f/p_{33} 和 n_{cor} 。

(3) 随 Ma 增加， T_{t4} 极限所确定的 W_f/p_{33} 限制值会在更低的转速下，低于 ΔSM_C 极限所确定的 W_f/p_{33} 限制值；当 H 增加时，情况则相反；

(4) Ma 和 H 变化对 W_f/p_{33} 限制值产生影响的原因与稳态工作点的相似，只不过当有额外的功率提取时，涡轮落压比降低得更多，因而 Ma 变化对 W_f/p_{33} 限制值产生影响更为严重；

(5) 在 T_{t4} 和 ΔSM_C 极限边界以下、稳态工作点以上的区域为加速控制规律 W_f/p_{33} 的可行域。

2.2 飞行包线内加速控制规律的获得

将 2.1 节中计算的 4 个状态一同绘制于同一张图中，它们的共同约束区域就是发动机最终的加速控制规律的可行域（如图 5 中的阴影部分所示，为不包括上边界和下边界的开区间）。

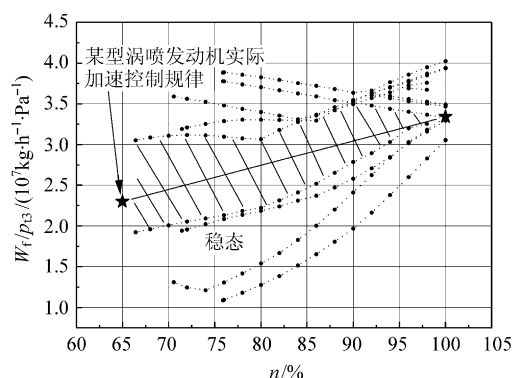


图5 4个状态下的加速控制规律边界

Fig. 5 Acceleration control law margin in 4 flight limit states

由图5可见,可行域中的任何一点,都对应发动机有一定的额外功率提取,由于要保证发动机的转速维持不变,涡轮必须发出更高的功率,必须增加发动机供油量(可行域中任意一点的 W_f/p_{33} 均大于稳态工作点的 W_f/p_{33}),此时,对应任意转速 W_f/p_{33} 就认为是加速过程中的供油量。合理设计一条位于可行域内的曲线(或直线或折线),就是加速控制规律 $W_f/p_{33} = f(n)$ 。获得加速控制规律后,取消额外的功率提取,并将加速控制规律输入加速特性计算程序进行验算和调整即可。

图5中还绘制了所研究的某型涡喷发动机实际的加速控制规律(实线表示),不难看出,实际发动机的加速控制规律在整个飞行包线内均位于计算的可行域内,只不过在设计实际发动机的加速控制规律时,一般不能够取 ΔSM_C 接近0%,因而该发动机的加速控制规律比计算的上边界要低得多。

对于已知的发动机,经过稳定性设计后,会给加速过程 ΔSM_C 损失进行合理分配,据此可以确定加速过程的 ΔSM_C 限制,结合 T_{44} 限制,利用本方法能够快速获得加速控制规律。由于加速过程中的剩余 ΔSM_C 与压气机喘振边界直接相关,故采用功率提取法计算得到的 ΔSM_C 限制反映了该发动机压气机喘振边界的走势。

2.3 某型涡喷发动机加速控制规律的改进

为了缩短加速时间,通过分析所研究的某型发动机的最小 ΔSM_C 限制后,确定该发动机加速过程的 ΔSM_C 为4%,在该发动机慢车转速至最大转速之间取18个计算点,通过迭代计算的方法改变额外功率提取,保证 $\Delta SM_C = 4 \pm 0.01\%$ 或 T_{44} 不超过限制值,获得了该发动机加速控制规律的改进如图6所示。

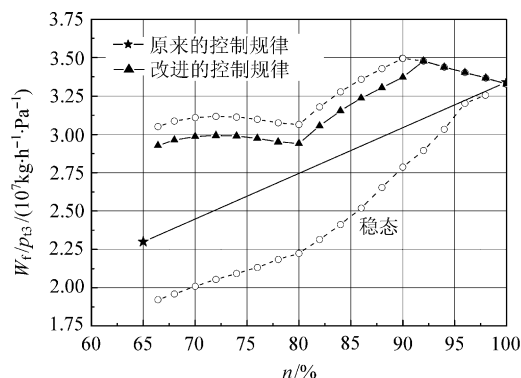


图6 某型涡喷发动机加速控制规律的改进

Fig. 6 Improved acceleration control law of some turbojet

功率提取法计算得到4个状态的发动机功率提取 HP_{ext} 最大值如图7所示。

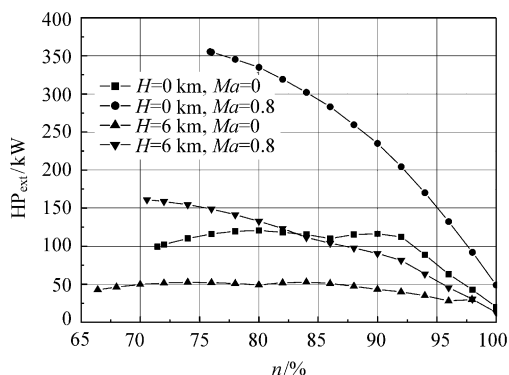
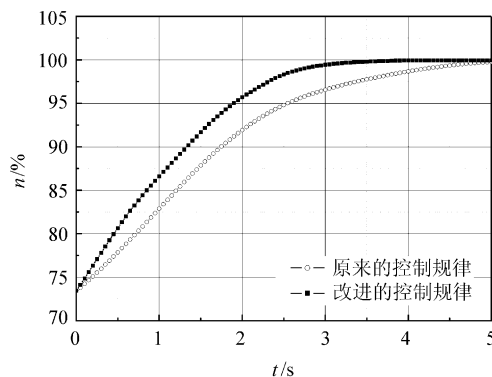


图7 4个状态下的功率提取最大值

Fig. 7 Maximum power extractions in 4 flight limit states

将图6中的某型涡喷发动机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,得到该发动机加速过程中 n , T_{44} , ΔSM_C 以及 W_f 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 n 随时间的变化Fig. 8 n vs time before and after the improved acceleration control law

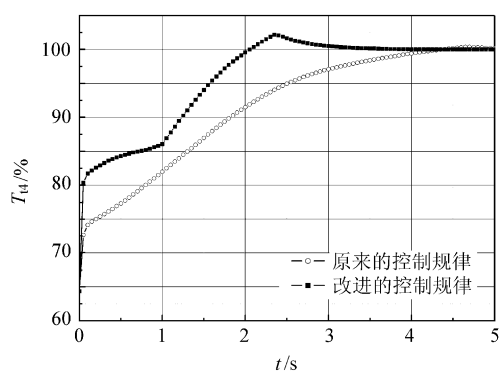


图 9 加速控制规律改进前后 T_{t4} 随时间的变化

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

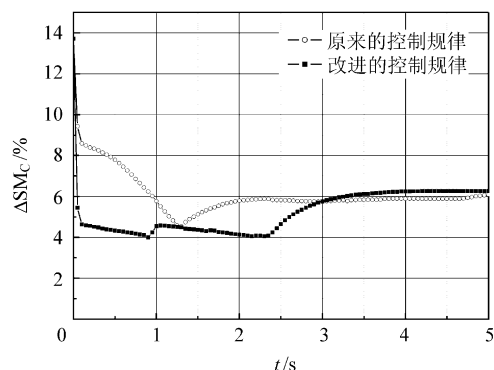


图 10 加速控制规律改进前后 ΔSM_c 随时间的变化

Fig. 10 ΔSM_c vs time before and after the improved acceleration control law

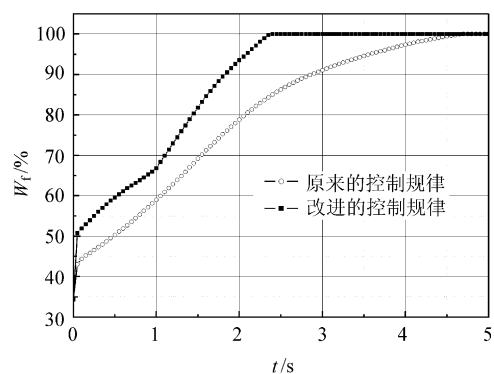


图 11 加速控制规律改进前后 W_f 随时间的变化

Fig. 11 W_f vs time before and after the improved acceleration control law

采用改进的加速控制规律后,某型涡喷发动机的加速性得到明显改善:由图 8 可以大致看出发动机从慢车转速加速到 98% 最大转速的加速时间缩短约 1.5 s。原因是: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压气机剩余喘振裕度接近 4%,而原来的控制规律的剩余喘振裕度在大多数情况下相对较高,改进加

速控制规律后较高的供油量(图 11)使得涡轮进口总温也相对高(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。

计算结果还表明,对于本文的算例,加速计算和功率提取的稳态计算所获得的发动机各重要参数(涡轮进口总温、压气机喘振裕度、涡轮剩余功率等)在各转速下非常接近,误差不超过 5%(结果对比略),分析认为误差来自部件容积效应以及部件参数的细微变化,因而不需要再利用加速特性计算程序来对控制规律进行调整了,这说明功率提取法是可行、正确而有效的。

本研究还对双转子涡扇发动机进行了相应的计算,将功率提取法与发动机多变量控制联合计算,计算结果进一步证明本方法的正确性(内容略)。

本文还研究了功率提取法在减速控制规律设计中的应用(内容略)。在减速控制规律设计中,只需将额外功率提取设为负值即可。减速过程中,发动机共同工作线远离压气机喘振边界,涡轮进口总温低于稳态值,所以减速控制规律设计时,唯一的限制条件是燃烧室贫油熄火边界,详见 2.4 节的讨论。

2.4 关于燃烧室限制的讨论

发动机稳态特性计算程序在计算燃烧效率 η_b 时,没有考虑到油气比大幅度变化对燃烧效率的影响,研究经验表明, η_b 可按以下经验公式计算:

$$\eta_b = f(\Omega) - \Delta\eta_b \quad (4)$$

$$\Omega = \frac{W_a}{(p_{t3} \times 10^{-5})^{1.8} \cdot V_b} \cdot \exp\left(\frac{T_{t3}}{300}\right) \quad (5)$$

式中: Ω 称为燃烧室负荷系数; $\Delta\eta_b$ 为油气比偏离最佳油气比时燃烧效率的减小量; W_a 为燃烧室空气流量; V_b 为燃烧室容积; T_{t3} 为压气机出口总温。在计算加速供油规律时,燃烧室的油气比大于稳态工况的油气比,燃烧效率相应下降。实际供油流量 W_{fs} 按下式计算:

$$\frac{f_s}{f} = \frac{W_{fs}}{W_f} = \frac{\eta_b}{\eta_{bs}} = \frac{\eta_b}{\eta_b - \Delta\eta_b} \approx \frac{1}{1 - \Delta\eta_b} \quad (6)$$

式中: f 为不考虑燃烧效率变化得到的油气比; f_s 为考虑燃烧效率变化得到的油气比; $\Delta\eta_b$ 是油气比的函数,其经验关系式为:

$$\Delta\eta_b = \frac{1 - \eta_{bb}}{(f_b - f_w)^2} (f_s - f_w)^2 \quad (7)$$

式中： η_{bb} 为富油熄火点的燃烧效率，一般取0.4~0.6，考虑安全，计算中取 $\eta_{bb}=0.6$ ； f_b 为富油熄火点油气比； f_w 为贫油熄火点油气比。取 $f_b - f_{sw} = 0.0338$ （相当于煤油余气系数等于2）。

由式(6)和式(7)得：

$$350(f_s - f_w)^2 f_s - f_s + f = 0 \quad (8)$$

随着油气比的增加，燃烧效率下降，当 $\eta_b f_s$ 达最大值时，油气比再增大即产生悬挂。令： $d(\eta_b f_s)/df_s = 0$ ，解得悬挂点的油气比 f_{sm} 为

$$f_{sm} = 0.667f_w + 4.76 \times 10^{-4} \sqrt{(700f_w)^2 - 4200} \quad (9)$$

富油熄火点的油气比 f_b 为

$$f_b = f_w + 0.0338 \quad (10)$$

加速的限制条件为

$$f_s = \min(f_s, f_{sm}, f_b) \quad (11)$$

相应的程序修正后的 $(W_f/p_{13})_s$ 为：

$$\left(\frac{W_f}{p_{13}}\right)_s = \left(\frac{W_f}{p_{13}}\right) f_s \quad (12)$$

当稳态程序中已经考虑到了油气比对燃烧效率的影响时，式(12)取 $f_s = f$ 。

2.2节中的计算结果表明，按上述给定的 η_{bb} 和 f_b ，对于所研究的涡喷发动机，在所计算的飞行条件内，当 T_{t4} 或 ΔSM_c 为限制参数时，几乎所有点都有 $f_b > f_1 > f_s$ ，即在发生 T_{t4} 超温或喘振之前，增加油气比不会产生悬挂和富油熄火，并且燃烧效率变化不大。

研究发现，对于某些涡轮发动机，当改变燃烧室熄火特性参数 $(1 - \eta_{bb})/(f_b - f_w)^2$ 时，加速计算结果会产生相应的变化。当 $f_b > f_{sm}$ 时，产生悬挂，当 $f_b > f_s$ ，则产生富油熄火，这为加、减速控制规律设计中研究燃烧室工作特性提供了依据。

3 结论

本文提出的基于发动机稳态特性计算程序的功率提取法，能够在同时考虑压气机喘振裕度、涡轮进口总温以及燃烧室工作特性的约束条件下，对实际涡喷、涡扇发动机的加、减速控制规律进行快速而准确的设计。经过对某型涡喷发动机的计算表明，该方法不但简单、直观、容易实现、计算精度很高，而且能够直接计算出发动机加速过程的重要参数如压气机喘振裕度、涡轮进口总温、涡轮剩余功率等与加速过程有关的重要参数。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。

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, 1997.
- [2] Liang J X. Constrained nonlinear optimal jet engine accelerating control[R]. AIAA 88-3178, 1988.
- [3] 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)
- [4] 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)
- [5] 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)
- [6] 马会民, 樊思齐, 卢艳. 涡扇发动机加速过程的模糊控制[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 135-138. Ma Huimin, Fan Siqi, Lu Yan. Application of fuzzy control to accelerating process of turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(2): 135-138. (in Chinese)
- [7] 杨永利. 涡扇发动机最优加速控制研究[D]. 西安: 西北工业大学, 1996. Yang Yongli. Optimal acceleration control of turbofan engine [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 1996. (in Chinese)
- [8] 杨刚, 孙建国, 姚华, 等. 航空发动机 H_{∞} /LTR 控制试验验证[J]. 航空学报, 2006, 27(5): 773-777. Yang Gang, Sun Jianguo, Yao Hua, et al. Experimental verification of H_{∞} /LTR method for aeroengine control systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(5): 773-777. (in Chinese)
- [9] Sellers J F, Daniel C J. DYNGEN-a program for calculating steady state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA-TND-7901, 1975.
- [10] 樊思齐, 徐芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995. Fan Siqi, Xu Yunhua. Propulsion system control of aeronautics[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1995. (in Chinese)
- [11] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005. Lian Xiaochun, Wu Hu. Principle of aircraft engine [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)

(责任编辑: 刘振国)