

文章编号: 1000-8055(2010)06-1277-07

功率提取法在涡喷发动机起动特性模拟及控制规律设计中的应用

陈玉春, 王朝蓬, 黄兴鲁, 徐思远, 蔡元虎
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对涡喷发动机起动控制规律的特点, 将涡轮发动机加、减速控制规律设计的功率提取法模型, 应用于航空涡喷发动机起动控制规律的设计. 结合低转速部件特性预测方法和改进的功率提取法, 给出了涡喷发动机起动控制规律设计的约束条件 and 设计步骤. 该模型可以用于起动带转过程中起动机带转功率的预测, 以及全包线范围内、全气候条件下的涡喷发动机起动控制规律的快速、准确设计. 计算结果表明, 根据功率提取法模型设计的起动控制规律与实际的发动机起动控制规律吻合较好, 该方法具有较好的工程应用价值.

关 键 词: 涡喷发动机; 功率提取法; 起动特性模拟; 低转速部件特性预测方法; 起动控制规律设计
中图分类号: V235. 113 **文献标识码:** A

Application of power extraction method in starting process simulation and control law design of turbojet engines

CHEN Yu-chun, WANG Zhao-peng,
HUANG Xing-lu, XU Si-yuan, CAI Yuan-hu
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In accordance with the character of the turbojet's starting control law, the power extraction model of acceleration and deceleration control law was used to design the starting control law of turbojet engine. In combination with the low speed component character prediction method and the improved power extraction method, the constrain conditions and design procedures were presented. The model could be used to predict the starter power in the crank process, and design the starting control law in the whole flight envelope and all climate conditions. It is shown that the control law designed with the power extraction method coincides with the actual starting control law of the turbojet engine, and the model is of good engineering value.

Key words: turbojet engine; power extraction method; starting process simulation; low speed component characteristic prediction; starting control law design

航空发动机起动过程是一个复杂的实时非线性过渡态过程, 而发动机起动又直接影响到飞行的安全稳定以及发动机的寿命, 故对发动机起动

过程及其控制规律的研究是一项十分重要而有意义的工作. 然而迄今为止, 尚未检索到公开发表关于起动控制规律设计方面的文献. 有的文献研究

收稿日期: 2009-05-18; 修订日期: 2009-12-28

基金项目: 航空科学基金(2009ZB53018)

作者简介: 陈玉春(1967-), 男, 贵州惠水人, 副教授, 博士, 主要从事航空宇航推进理论与工程方面研究.

内容涉及到了起动控制规律,但是仅仅是使用现有的起动控制规律或者将现有的起动控制规律进行一定的适用范围扩展.

所谓最优的起动控制规律,即合理设计起动过程中的供油规律,保证发动机在全包线范围内稳定而快速的起动.要获得最优的起动控制规律,必须具备起动特性模拟技术.在低转速部件特性的模拟技术^[1-4]得到了较大的进展后,通过合适的方法预测发动机各部件低转速条件下的特性,通过类似发动机特性计算那样的部件匹配技术来实现起动特性模拟^[5-8].基于低转速部件特性的起动特性模拟技术能够在更多方面揭示和发现起动过程中的一些物理现象^[3-4],有助于研究者分析起动特性及其有关的一些问题.但是,无论所述两种起动特性模拟技术中哪一种模拟技术,都是以已知供油量为前提的发动机起动特性计算,故均没有涉及到起动控制规律的设计和优化设计问题.

如果低转速部件特性的模拟技术具有足够的精度,在不考虑起动机带转过程时,起动特性的模拟技术基本上和加、减速动态特性计算统一,所以能够应用类似发动机加减速控制规律的设计方法来进行起动控制规律的研究.

1 低转速条件下部件特性的模拟

风扇/压气机、燃烧室以及高、低压涡轮的低转速部件特性的预测方法有多种^[1-2,4],其中,美国人 Sexton W R^[4]提出的基于不可压缩相似理论并联合可压缩修正结合的方法,被较多地使用,使用效果较好.

1.1 风扇和压气机特性预测

文献[4]根据不可压缩流的相似理论,根据发动机工作在较低的工况时的参数相似定律,对风扇和压气机的参数进行了相应的预测.利用该预测方法,对所研究发动机的压气机低转特性进行了研究,扩展后的某涡喷发动机压气机特性图如图1所示.

图1中 $W_{c,cor}$ 为压气机换算流量; π 和 η 分别为压气机压比和效率.从图1压气机特性图变化趋势可以看出,预测出来的低转速特性曲线变化具有普遍性.

1.2 高、低压涡轮特性预测

高、低压涡轮低转速部件特性的预测方法与风扇和压气机的基本相似,但是,文献[4]给出了考虑可压缩性对涡轮流量影响的计算方法,并且根

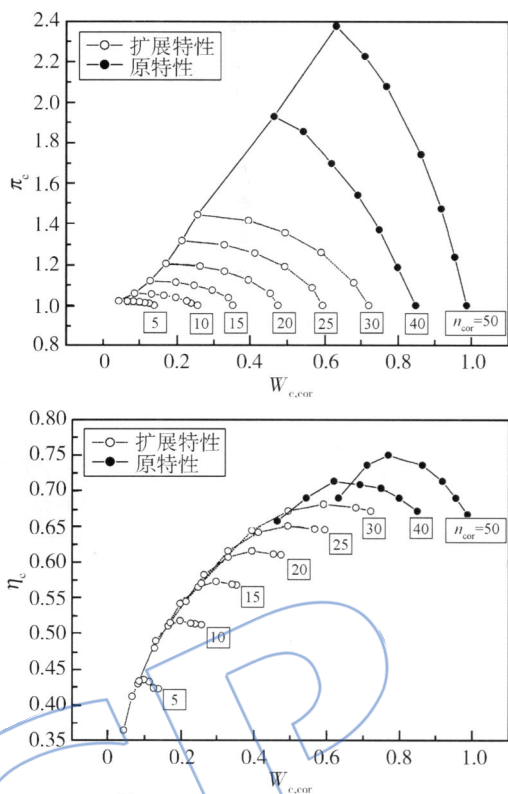


图1 发动机压气机低转速特性预测结果
Fig.1 Extrapolated data of compressor maps at low speed lines of some turbojet engine

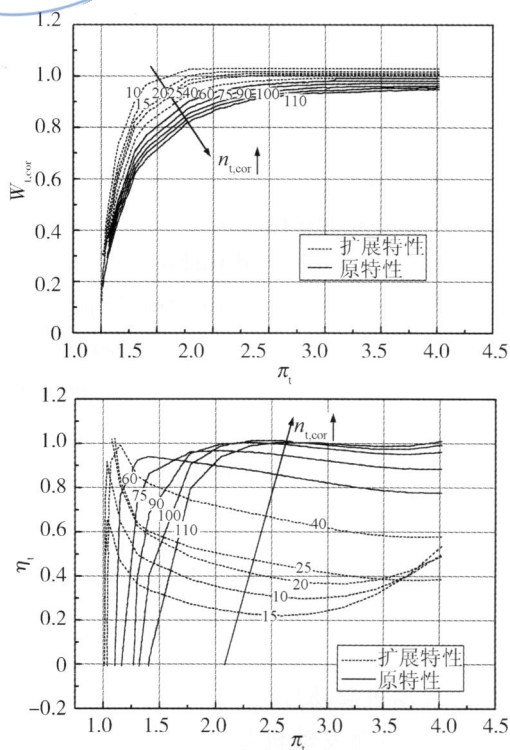


图2 涡轮低转速特性预测结果
Fig.2 Extrapolated data of turbine maps at low speed lines of some turbojet engine

据最低和次最低转速下涡轮特性的扭矩(或功率)的变化关系,预测出涡轮扭矩(或功率)随换算转速的变化的指数(具体的计算模型从略)。

图 2 是利用该方法对某涡喷发动机的涡轮特性进行预测得到的结果。

图 2 中 π 为涡轮落压比; $W_{t,cor}$ 和 η 分别为涡轮换算流量与效率。本文的燃烧室特性计算模型采用文献[1]的计算模型(略)。

2 起动控制规律设计方法简介

2.1 发动机起动过程简介

一般航空发动机的地面起动过程分为三个阶段,它们分别是起动机带转阶段、点火带转阶段和发动机独立加速阶段。发动机在地面起动时必须依靠外界动力源,因为只有达到一定转速 n ,燃烧室内的气流才能建立起稳定燃烧所需要的气流压力和温度。点火后,涡轮开始产生功率,涡轮与起动机一起带动发动机加速。如果涡轮前总温 T_{t4} 达到所能允许的最大值,且在某一转速下涡轮产生的功率等于压气机所需要的功率,此转速称为发动机的自立转速 n_p ,即发动机最小稳定工作转速。然而此时发动机本身并不具有自主加速能力,所以发动机达到自立转速后,起动机一般会继续工作将发动机加速至某一大于 n_p 的转速 n_2 。起动机脱开后,发动机依靠涡轮的剩余功率加速至慢车转速 n_{idle} 。

起动机脱开后,涡轮发出的剩余功率足以使发动机自主加速到慢车状态。一旦发动机开始点火,就涉及到了起动控制规律设计问题。起动控制规律设计的难点在于,必须同时考虑压气机工作稳定性、燃烧室点火特性与完全燃烧特性、发动机最优加速、飞行条件和大气条件等的影响。

2.2 独立带转过程中的起动特性模拟

大多数涡喷、涡扇发动机的点火转速比较低,约为最大状态转速(或最大高压转速)的 20%~30%之间,点火之前的带转过程的起动特性计算较为简单,只需考虑起动机功率和发动机气动负荷对带转过程的影响。根据转子动力学,在任一时刻,发动机转子的加速力矩可以写为

$$\tau_{\text{accel}} = (\tau_{\text{starter}} + \tau_t - \tau_c) = I_p \times \frac{d\omega}{dt} = 2\pi I_p \frac{dn}{dt} \quad (1)$$

式中为 τ_{accel} 为加速力矩; τ_{starter} 为起动机的力矩; n 为转速(r/s); τ_t 为涡轮力矩; τ_c 为压气机力矩。

由式(1)可得

$$t = \int_{n=0}^{n_{\text{final}}} 2\pi I_p \frac{dn}{\tau_{\text{accel}}} \quad (2)$$

式中 t 为总的起动机独立带转时间; I_p 为发动机轴上所有部件的总的惯性矩; n_{final} 为起动机独立带转的最终转速。对式(2)进行数值积分便可得到发动机起动时间。

2.3 加速控制规律设计的功率提取法模型简介

文献[9]提出并详细介绍了涡喷发动机加速特性设计的功率提取法(称为“纯功率提取法”)的基本原理和实现方法:在现有的涡喷发动机特性计算程序(以部件特性为基础的变比热气动热力计算程序)的基础上,通过在发动机转子上引入一个虚拟的额外功率提取(可以通过人为来改变),并假设发动机的控制规律为发动机物理转速为常数,当额外功率提取大于零时,由于涡轮功率大于压气机功率,发动机的供油量必然比正常的稳态工作点(无额外功率提取时)的高,使得发动机的稳态工作点向喘振边界靠近,在满足压气机喘振裕度、涡轮进口总温以及燃烧室富油熄火限制的条件下,获得的尽可能高的额外功率提取所对应的发动机供油量,即为发动机加速所需要的供油量,额外功率提取就是发动机加速功率。采用适合的加速控制规律描述方式,在发动机慢车状态至最大状态之间选取若干转速进行计算,最终获得发动机的加速控制规律。

为了解决“纯功率提取法”在使用中不方便的问题,文献[10]发展了 3 种改进的功率提取法:定喘振裕度法、等涡轮进口总温法和定余气系数法。在采用改进的功率提取法设计加速控制规律时,可以直接给定压气机喘振裕度、或涡轮进口总温、或燃烧室余气系数,直接获取某个转速下的加速供油量。改进的功率提取法的特点是,发动机稳态特性计算中无须满足压气机和涡轮的功率平衡(涡轮功率大于压气机功率的那一部分,就是额外功率提取,也是加速功率),只需满足流量平衡即可。虽然如此,改进的功率提取法在本质上仍然是功率提取法。改进的功率提取法可以应用于涡喷、涡扇发动机的起动控制规律设计。

2.4 起动过程中控制规律设计

将功率提取法应用于起动特性模拟和起动控制规律设计,可以克服传统发动机特性计算方法所遇到的问题,因为功率提取法并不需要满足发动机功率平衡,基于功率提取法的发动机特性计

算结果中,不平衡功率就是发动机的加速功率(如果涡轮剩余功率为正值)或者所需的最小的起动机功率(如果涡轮剩余功率为负值)。

点火后发动机起动控制规律设计的方法描述如下:

1) 利用扩展的低转速下部件特性和起动特性模拟模型计算发动机从点火转速到慢车转速的稳态工作线(仅为确定起动控制规律下边界,实际过程中发动机不在此状态工作);

2) 利用功率提取法,给定压气机喘振裕度 ΔS_{mc} (最小喘振裕度要求)、或涡轮进口总温 T_{t4} (燃烧室所能达到的最大值)、或燃烧室余气系数 α (富油熄火极限值),从点火转速到慢车转速之间若干个转速下,获得发动机能够在压气机稳定工作范围内的工作点,进而确定起动控制规律的上边界值,获得该起动过程控制规律设计的可行域。

如果要设计整个起动包线内全气候条件下的起动控制规律,需根据发动机起动包线,以及所选定的起动控制规律形式,通过分析飞行高度、飞行马赫数以及大气条件对起动控制规律的影响,确定起动控制规律的设计可行域,进而获得满足全起动包线的起动控制规律。

3 起动控制规律设计算例及分析

3.1 地面状态下带转过程模拟及起动控制规律设计

1.2 节中已经给出了某涡喷发动机慢车转速以下压气机和涡轮特性。该发动机点火转速为 22 %。起动机独立带转过程中,由于燃烧室没有供油,故发动机燃烧室出口温度 T_{t4} 始终与进口温度 T_{t3} 相同。根据给定 T_{t4} 的功率提取法,便可以得到带转过程的“工作线”(图 3)和在各转速下的

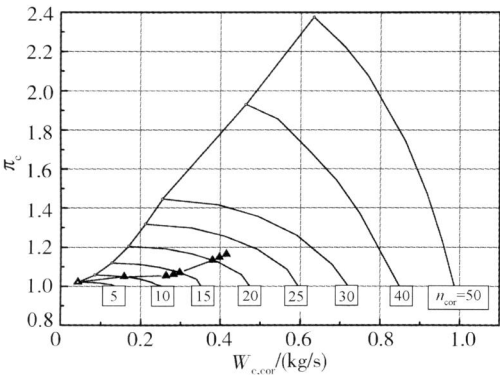


图 3 起动机带转“工作线”
Fig.3 “Work line” of the crank process

功率提取值 $P_{add,min}$ (负值表示要维持发动机稳定工作的最小起动机功率),根据功率和扭矩的关系以及选取的起动机力矩,可以得到各转速下维持发动机稳定工作的最小起动机力矩和加速力矩,如表 1 所示。

表 1 起动带转过程中的最小带转功率和加速力矩
(选择起动机扭矩为 22 N·m)

Table 1 Minimum power of the starter and acceleration power in the crank process
(starter torque is 22 N·m)

$n_c / \%$	$P_{add,min} / \text{kW}$	$\tau_{min} / (\text{N} \cdot \text{m})$	$\tau_{acc} / (\text{N} \cdot \text{m})$
0	0	0	22
5	- 0.5	- 4.82	18.58
10	- 1.5	- 5.12	16.88
12	- 2.2	- 6.04	15.96
13	- 2.3	- 6.26	15.74
14	- 2.7	- 6.58	15.42
15	- 3.1	- 7.05	14.95
20	- 5.6	- 9.55	12.45
21	- 6.2	- 10.07	11.93
22	- 6.7	- 10.39	11.61

由表 1 可知,为了顺利带转到点火转速,起动机所需提供的最小功率值 $P_{add,min}$ (即压气机功率比涡轮功率大的值)为 6.7 kW,起动机要提供的最小扭矩(即 $\tau_c - \tau_t$)为 10.39 N·m。为了实现快速带转,选取起动机扭矩 $\tau_{starter}$ 为 22 N·m。

根据 2.2 节中的介绍,可以得到发动机点火转速之前,在此起动机带转下,起动机从带转到点火转速的时间约为 3.6 s,带转过程中转速的变化如图 4 所示。

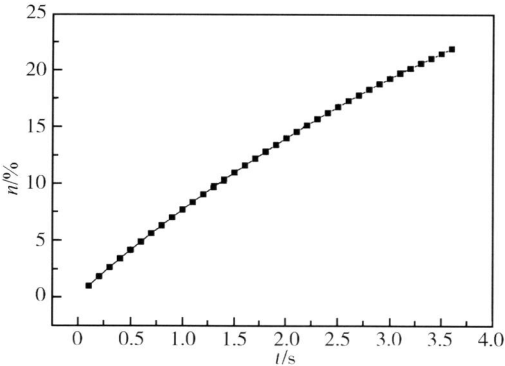


图 4 起动机独立带转过程中的转速变化
Fig.4 Engine speed in the crank process

当发动机被带转到点火转速后,为了保证发动机快速加速,一般要求涡轮进口温度 T_{t4} 达到所允许的最高值 $T_{t4,max}$ 。然而 $T_{t4,max}$ 的值同时受

到供油量与燃烧效率的影响,当燃烧室油气比高于 0.018 时,燃烧效率急剧降低^[1],故过高的供油量不仅不能提高燃烧室出口温度,还可能使燃烧室出口温度降低。研究发现,存在最佳油气比使供油量 W_{fb} 的增加与燃烧效率的降低达到平衡,使燃烧室出口温度达到最高,经计算分析,该油气比在 0.026 左右。

故利用给定余气系数的功率提取法^[10] 计算,给定油气比为 0.026,便可以得到发动机在各转速下对应的燃烧室出口最高温度,进而获得点火后发动机的最优起动加速工作线以及相应的起动控制规律设计可行域,如图 5~图 6 所示。图中还给出了相应的“稳态工作线”。

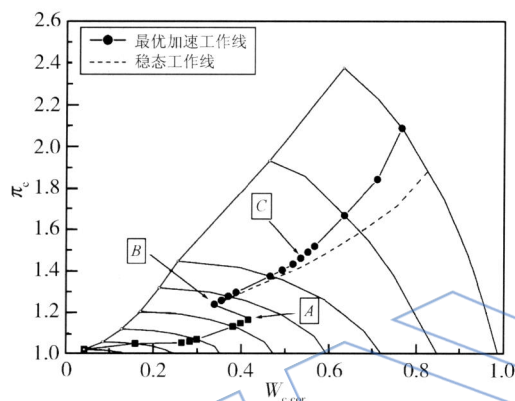


图 5 点火后的发动机“稳态工作线”和最优加速工作线

Fig. 5 Steady line and optimal starting line after ignition

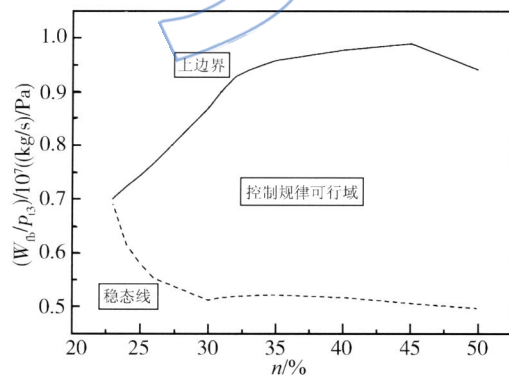


图 6 点火后的发动机起动控制规律

Fig. 6 Solution space of the starting control law after ignition

如图 5 所示,点 A 对应该发动机点火转速,点 C 对应发动机的脱开转速。若不考虑起动机带转功率,将发动机“稳态工作线”尽量向低转速计算,当“稳态工作线”与最优加速线相交时,即为存在“稳态工作线”的最低转速,即该发动机的自立

转速,对应图 8 中的点 B。图 6 中, p_{t3} 为燃烧室进口总压。图 6 还给出了无带载情况下的“稳态”控制规律(即控制规律可行域下边界),可见在发动机自主转速附近,如果起动机不参与带载,发动机供油量接近对应最佳油气比供油量。

3.2 起动包线内最佳起动控制规律设计^[11-12]

为了获得各种飞行条件和气候条件下该发动机起动控制规律的上边界,必须在发动机的起动包线范围内进行计算。飞行高度 H 、飞行马赫数 Ma 、大气温度 t_h 对起动规律上边界的影响分别如图 7~图 9 所示。

飞行高度(图 7)和大气温度(图 9)对起动控制规律上边界的影响是类似的,飞行马赫数(图 8)对起动控制规律上边界的影响随着转速的降低会更为明显,只是因为发动机转速越低,涡轮导向器喉部的马赫数就越低,飞行马赫数会使得涡轮导向器喉部的马赫数增加,进而使得发动机空气流量和相应的燃油流量增加的缘故。

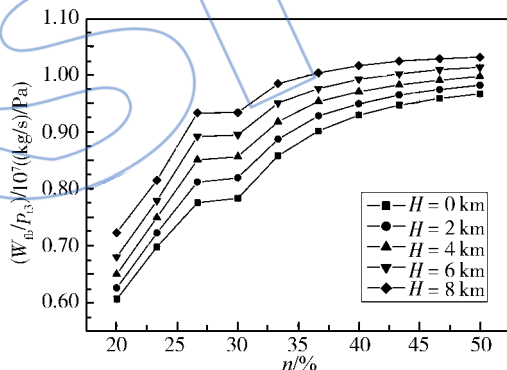


图 7 飞行高度对上边界的影响

Fig. 7 Influence of flight altitude on the upper boundary

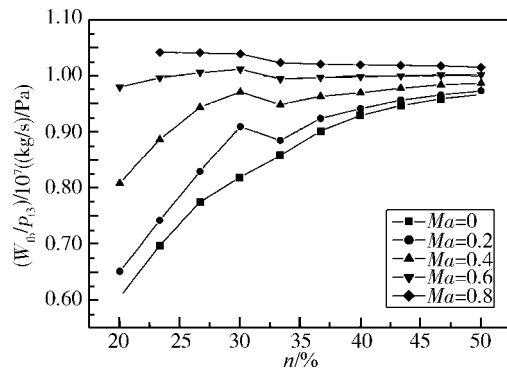


图 8 飞行马赫数对上边界的影响

Fig. 8 Influence of Mach number on the upper boundary

如果要确定全包线范围内可行域的上边界,需要在起动包线范围内,对各极限状态下的控制规律上边界进行计算,如图 10 所示。为了保证全

包线范围内的适用性,起动控制规律设计可行域的上边界取图 10 中最高的线,其原因是在发动机点火时,即使发动机涡轮进口温度能达到所允许的最高值,由于涡轮和压气机效率都较低,发动机涡轮剩余功率仍然很低,对起动过程的影响是很小的.所以在发动机点火时,更多考虑燃油易燃性与可靠点火油气比,一般实际起动控制规律在点火转速附近比最佳控制规律稍高.起动控制规律设计可行域上边界取图 10 中的最高值,便能保证发动机大部分情况下在点火转速能够稳定点火.因此,图 5 的下边界和图 10 的上边界,共同构成了全飞行包线和全气候条件下的起动控制规律的可行域,如下图 11 所示(图中还示出了发动机实际的起动控制规律).

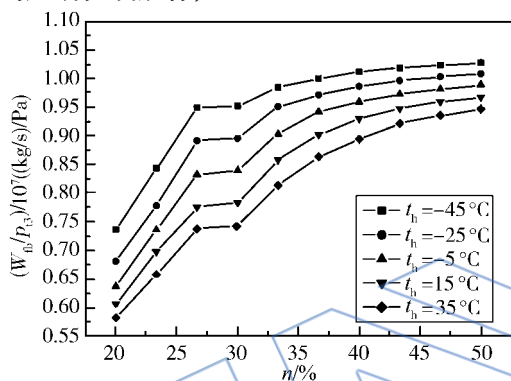


图 9 大气温度对上边界的影响

Fig. 9 Influence of atmosphere temperature on the upper boundary

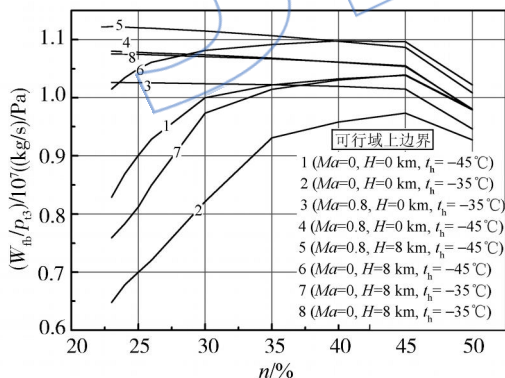


图 10 各种极限条件下的上边界

Fig. 10 Upper boundary in all limit conditions

需要说明的是,在利用功率提取法来设计发动机起动控制规律时,并未考虑飞行条件和气候条件对慢车以下的“稳态工作点”(控制规律可行域下边界)的影响.其原因是,当飞行马赫数升高时,许多“稳态工作点”实际上并不需要发动机供油,这就是风车转速,关于风车转速预测方面的研

究,已经不属于本文的研究范围.同时,研究表明,飞行条件和气候条件对慢车以下的“稳态工作点”的影响并不影响起动控制规律设计的可行性,因为:①如果飞行高度增加,发动机进口总温下降,使得维持发动机处于“稳态工作点”的油气比略微下降,但是其幅度比较小,在起动控制规律设计时,可以忽略;②如果飞行马赫数增加,发动机进口总温上升,使得维持发动机处于“稳态工作点”的油气比大幅度下降,在地面静止条件下设计的起动控制规律设计,应用到具有一定飞行马赫数时,起动速度会大幅度上升,而目前对起动过程中喘振裕度的预测并不准确,因而无法评定发动机是否会产生“热悬挂”,因而也就没有必要(实际上也是不能够)考虑飞行马赫数对“稳态工作点”的影响;③大气条件变化对“稳态工作点”的影响与飞行高度的影响一致,不再赘述.

由图 11 可见,实际发动机起动控制规律位于起动控制规律设计可行域内.在发动机转速接近慢车转速时,文献[1]中对燃烧效率的预测偏保守,根据功率提取法设计的控制规律上边界可能导致发动机进入“热悬挂”状态,所以实际起动控制规律在接近慢车转速时,位于可行域的下边界附近.综上所述,利用功率提取法设计的起动控制规律是合理的,而更为准确的发动机起动控制规律设计依赖实际的低转速部件特性.

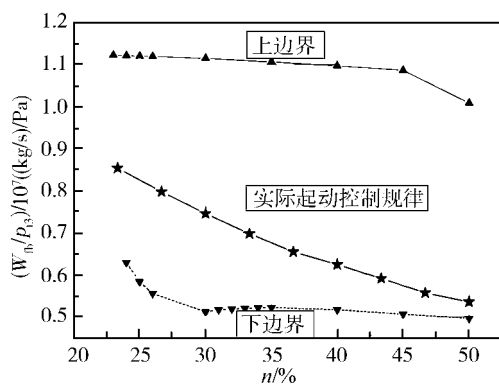


图 11 发动机起动控制规律制定的可行域和实际的起动控制规律

Fig. 11 Solution space for designing starting control law and actual starting control law of some turbojet

4 结 论

1) 本文采用通用的预测方法获得的低转速部件特性,可以应用于起动控制规律设计,但是,通用方法在压气机喘振边界和涡轮换算流量的预

测方面,对于某些发动机可能会不够准确,使得起动控制规律设计不准确。

2) 由于没有功率平衡条件,功率提取法能够解决当功率平衡条件无法满足时的传统发动机动态计算无法进行的难题,可以较为准确的计算带转过程中的气动负荷,从而确定起动机最小功率以及带转时间。

3) 在获得发动机实际的低转速部件特性后,利用本文建立的功率提取法模型,可以比较准确地设计起动控制规律的可行域,以供最终起动控制规律的确定提供参考。更为准确的控制规律的设计过程,依赖于实际低转特性和燃烧室特性的获取。

4) 起动控制规律设计中,有以下两点值得注意:其一,当发动机转速在点火转速附近,首要考虑燃烧室可靠被点着来确定油气比;其二,当发动机转速接近慢车转速附近时(起动机已经脱开),必须考虑热悬挂问题。

参考文献:

- [1] Agrawal R K. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics [J]. ASME 81-GT-102, 1981.
- [2] YAN Deyou. A dynamic model of turbojet in starting at high altitude[R]. ISABE 83-7045, 1983.
- [3] 屠秋野,唐狄毅. 涡扇发动机起动模型及起动控制规律的研究[J]. 推进技术, 1999, 20(2): 21-24.
TU Qiuye, TANG Diyi. Study on startup model and startup control law of turbofan engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(2): 21-24. (in Chinese)
- [4] Sexton W R. A method to control turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed [D]. Blackburg Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [5] 陈玉春,陆尧,王菊金,等. 涡扇发动机炮式起动数学模型及起动特性研究[J]. 航空学报, 2002, 23(6): 568-570.
CHEN Yuchun, LU Yao, WANG Jujin, et al. Research on cartridge starting characteristics of turbofan engine [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(6): 568-570. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] 王占学,乔渭阳,李文兰. 基于部件匹配技术的涡扇发动机起动过程数值模拟[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 444-448.
WANG Zhanxue, QIAO Weiyang, LI Wenlan. Modeling turbofan engine startup based on component matching principles [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 444-448. (in Chinese)
- [8] 吴虎,冯维林. 某型涡扇发动机起动过程数值模拟[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2068-2072.
WU Hu, FENG Weilin. Numerical simulation of the startup process of augmented turbofan engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2068-2072. (in Chinese)
- [9] 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): 327-332.
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): 327-332. (in Chinese)
- [10] 陈玉春,徐思远,刘振德,等. 涡扇发动机加速控制规律设计的功率提取法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 867-874.
CHEN Yuchun, XU Siyuan, LIU Zhende, et al. Power extraction method for acceleration and deceleration control law design of turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 867-874. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] 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)