

文章编号: 1000-8055(2004)05-0703-05

涡轴发动机起动过程的一种气动 热力学实时模型

黄开明^{1,2}, 周剑波², 刘 杰², 黄金泉¹, 成本林²
(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: 采用部件法建立了某涡轴发动机的起动模型, 研究了温升对起动过程的影响, 考虑部件特性在低状态下的变化和边界、环境条件对各截面输出参数的约束, 给出了某发动机的起动仿真结果。仿真结果表明动力学起动模型能够对发动机的起动过程进行真实的模拟。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 起动过程; 数学模型

中图分类号: V 231

文献标识码: A

Thermodynamic Model of Turbo-Shaft Engine Starting Process

HUANG Kaiming^{1,2}, ZHOU Jian-bo², LIU Jie²,
HUANG Jing-quan¹, CHENGBen-lin²

(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: The thermodynamic real-time mathematic model of aero-engine starting process was established. It is based on component characteristics and it is part of the full-state thermodynamic mathematic model. The influence on starting process caused by temperature rise was studied with the component characteristics change at low part power condition, the boundary condition and the atmospheric condition constraints taking into account. The simulation results are presented, and they prove that the mathematic model can simulate the engine starting process satisfactorily.

Key words: aerospace propulsion system; aero-engine; startup procedure; mathematic model

航空发动机的起动过程非常复杂, 它涉及到化学、燃烧学、转子动力学、气体热力学、传热学和材料学等多门学科。因此, 要准确描述发动机的起动过程是非常困难的。迄今为止, 国内还没有建立

过基于气动热力学方程的起动模型。

本文通过研究某涡轴发动机的起动过程的特点, 在大量发动机台架试车数据的基础上, 参考文献[1, 2]的方法, 通过研究温升对起动过程的影

收稿日期: 2003-09-28; 修订日期: 2004-02-03

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控制与仿真研究

响、部件特性在发动机起动过程中的变化以及边界和环境条件对起动过程中各部件输出参数的约束,建立了某发动机在地面状态的气动热力学部件级起动模型。为了保证模型具有实时性,对非线性方程组采用了无迭代解法。我们认为,只要能够得到相当多的发动机飞行数据或高空台试车数据,进一步就可建立全飞行包线内的起动模型。

1 发动机起动过程的特点^[3,4]

在起动过程中,以下几点有别于大状态(慢车以上):

点火:在涡轮发动机燃烧室中燃料—空气混合物的点火要求进口空气及燃料条件在可燃极限内,潜在的可燃混合物有足够的停留时间以及可燃混合物邻近一个有效的点火源位置。在燃烧系统中地面起动期间需要可靠的点火,在高空风车期间需要再点火。增加燃烧室压力、温度、油气比及点火能量可改善点火性能。一般增加参考速度、燃料雾化差及燃料挥发性低将使点火恶化。燃烧稳定性定义为燃烧过程在一个连续方式下持续其本身的能力。由于燃料—空气混合物变得太贫油可能破坏稳定、有效的燃烧,因为温度及反应速度降低到了低于有效地加热和蒸发进入的燃料及空气所需要的水平,这样可能引起燃烧过程吹灭。因此,燃烧室计算应考虑贫油熄火和富油熄火。而在大状态燃烧室熄火的机率显著减少。

温升:由于发动机起动过程温度变化巨大,必须考虑温度升高对各部件特性的影响,该影响与材料密切相关。发动机从常温开始起动到慢车状态过程中,涡轮前温度往往超过 $1\ 000^{\circ}\text{C}$,如此剧烈的温度变化,必能影响发动机部件特性。因为发动机首先是冷的,压气机、涡轮受热迅速膨胀,有效间隙减小,使效率增加。而且涡轮叶片不同的膨胀系数使其在受热后间隙变化不同,效率变化也不一样。而在慢车以上状态时,由于发动机各部件已经受热均匀,温度达到较高状态,在零件受热后,热量交换减少,传热对发动机性能的影响一般可忽略。

能量分配:起动过程燃料的热能 60% 用于发动机加热, 20% 驱动转子, 10%~15% 零部件加热, 4% 转速加速。而在大状态能量主要用于驱动转子做功和加速。

部件特性:除了上面提到的由于温升使部件

特性变化外,起动时部件参数还受环境条件的约束,压气机特性受喘振边界和堵点限制,起动燃烧效率与空气流量、压力和余气系数有关。由于相似准则在发动机起动过程中一般不成立,因此,实验或计算得到的部件特性不能够直接应用于部件方程式,必须经过修正。

起动装置:起动能量除了燃油的化学能转化为机械能外,起动装置(电机或空气起动机)的特性对起动过程影响也比较大。起动过程与起动机重量、功率有关,而起动机功率本身又是转速的函数。

2 涡轴发动机慢车以上状态的模型

在常规的航空发动机建模中,一般都不考虑容积惯性和热惯性影响,认为任意时刻流量连续、能量平衡,在计算时假定各部件的压比,求出上下游的流量后再修正压力,这样需要进行反复迭代,直到流量差达到给定的控制精度,而发动机由多个部件串接组成,使得迭代次数大大增加,从而影响计算时间,模型的实时性往往得不到保证,也很难保证在全飞行包线内收敛^[5]。有时为了提高实时性,不得不忽略一些次要的气动热力特性,采用一些近似和简化的方法,如将部件特性用不高于 3 次的多项式或其他函数来拟合,避免特性的插值计算;降低计算复杂性,减少计算量等等^[6],这样模型的计算精度有时就难以满足实际工程的要求。本文采用容积法建立涡轴发动机模型,从而消除计算时的迭代过程。

将发动机各部件划分成为两种类型的基本模块:一种是有一定控制容积的模块,如管路连接段(压气机级间容腔以及涡轮级间容腔)和燃烧室,它们的特点是有一定的容积,考虑到容积惯性,其进出口流量的不平衡造成了容积中流体压力的变化,这样可以避免流量平衡所引起的迭代计算;另一种类型是叶片模块,它们物理界面明确,其模型是以整个部件的特性线形式给出的,流量主要由转速和压比(膨胀比)决定。当然,要建立一个完整的模型还需要转子、负载以及气动参数计算模块。这里只给出容积模块的计算,其它模块的计算参考文献^[4,7]。

以燃烧室为例,其热惯性和容积惯性效应,由下面的非定常过程描述^[4]:

$$\frac{dT_{out}}{dt} = \frac{R_{out}T_{out}}{P_{out}V_{amb} \frac{d(i_{out}/K_{out})}{dT_{out}}} \cdot \left[W_f \cdot \left(\eta_{mb} \cdot H_u + i_f - \frac{i_{out}}{K_{out}} \right) + W_{in} \cdot \left(i_{in} - \frac{i_{out}}{K_{out}} \right) - W_{out} \cdot (K_{out} - 1) \cdot \frac{i_{out}}{K_{out}} \right] \tag{1}$$

$$\frac{dP_{out}}{dt} = \frac{R_{out}T_{out}}{V_{ch}} (W_f - W_{out}) + P_{out} \frac{dT_{out}/dt}{T_{out}} \tag{2}$$

式中: T 为总温, P 为总压, W 为流量, V 为容积, K 为绝热指数, R 为气体常数, H_u 为燃料低热值, i 为焓, 下标: in 表示进口, out 表示出口, f 表示燃油。

对低压压气机和高压压气机之间的容腔以及燃气涡轮和动力涡轮间的容腔可按相似的方法处理。

3 涡轴发动机起动过程模型的修正

由于在低状态的部件特性从实验中往往难以得到, 一般通过大状态的特性来计算出低状态的特性, 而且由于上面提到的原因, 这些特性线也不能够直接应用于慢车以上的部件方程来得出起动模型。在使用这些特性线时应根据试车结果对它们进行不断的修正。起动模型的建立可以说是“部件级建模”和“辨识建模”综合的结果, 而且, 在很大程度上起动模型的精度更依赖于对发动机试车数据的“辨识”。因此, 下面的起动模型是以地面台架试车为基础建立的, 只适应于涡轴发动机在地面起动时的仿真。

涡轴发动机在起动时的部件计算方程基本上与慢车以上状态计算时的部件方程相同, 但应进行以下的修正:

(1) 所有发动机截面的温度和压力最小值要受环境条件 T_H, P_H 的限制, 应补充以下方程:

$$P_i \geq P_h \tag{3}$$

$$T_i \geq T_h \tag{4}$$

$$W_i \geq 0 \tag{5}$$

(2) 压气机特性参数 W_c 和 η 受喘振和堵点边界的限制, 这些值应符合压气机特性线边界点要求, 即:

$$\begin{cases} W_c = W_{c喘} \\ \pi_c = \pi_{c喘}^* & \text{if } W_c < W_{c喘} \\ \eta = \eta_{喘} \end{cases} \tag{6}$$

$$\begin{cases} W_c = W_{c堵} \\ \eta = \eta_{堵} & \text{if } \pi_c^* < \pi_{c堵}^* \end{cases} \tag{7}$$

(3) 燃烧室在起动时效率按以下经验公式计算:

$$\eta_{mb} = f(\alpha, \eta_{dl}, T_{in}, P_{in}, W_{in}) \tag{8}$$

式中: α 为油气比, $\eta_{dl}, T_{in}, P_{in}, W_{in}$ 为地面慢车时的燃烧效率、进口温度、压力、空气流量。

(4) 在低状态, 应对低换算转速 n_{gr} 下的涡轮流量特性进行修正:

$$W_{crs} = W_{cr} + \Delta W_{cr} \tag{9}$$

$$\Delta W_{cr} = f(n_{gr}) \tag{10}$$

式中: W_{cr} 为涡轮特性线上的相对换算流量。

(5) 温升对效率的影响:

效率的变化主要是由于叶尖间隙变化引起的。叶尖间隙对压气机和涡轮效率影响很大, 尤其对高压压气机的后几级和高压涡轮的影响更显著。据实测, 叶尖间隙每增加叶片高度的 1%, 效率约降低 1.5%, 而效率每降低 1%, 耗油率约增加 2%^[8]。因此, 在设计中应尽量减少叶尖间隙, 据国外专家介绍他们的发动机在设计点涡轮叶尖间隙为零, 效率到达最大值, 其中叶尖采用了可磨损的涂层以保证发动机安全。

叶尖间隙变化的原因主要有载荷和温度及过渡态转速的影响。在此只考虑温度对效率的影响, 图 1 给出了起动过程温升对燃气发生器转速的影响。

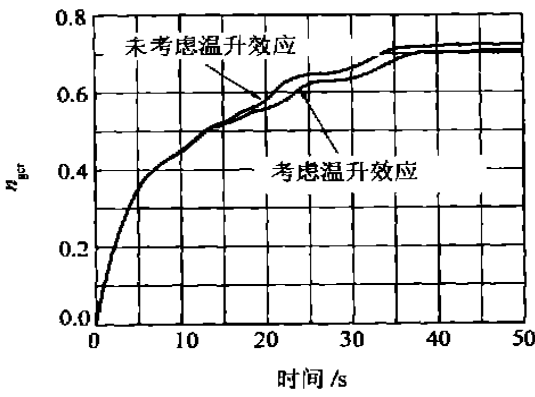


图 1 温升效应

Fig 1 Effects of engine temperature increasing
下面给出由于温度的升高导致燃气涡轮径向

间隙变化和效率变化的计算公式。

在计算涡轮静子温度 T_j 时要考虑燃气 T_4 的传热和大气温度 T_H 的冷却; 对于转子温度 T_z 要考虑燃气的传热和冷却气流(温度 T_{cool})的吸热:

$$\tau_{JT} \cdot \frac{dT_j}{dt} = \alpha_{j1} \cdot \frac{\beta_{j1} \cdot T_4 - T_j}{\alpha_{j1} + \alpha_{j2}} - \alpha_{j2} \cdot \frac{T_j - \beta_{j2} \cdot T_H}{\alpha_{j1} + \alpha_{j2}} \quad (13)$$

$$\tau_{zT} \cdot \frac{dT_z}{dt} = \alpha_{z1} \cdot \frac{\beta_{z1} \cdot T_4 - T_z}{\alpha_{z1} + \alpha_{z2}} - \alpha_{z2} \cdot \frac{T_z - \beta_{z2} \cdot T_{cool}}{\alpha_{z1} + \alpha_{z2}} \quad (14)$$

对于发动机在起动加速过程中的热传递方程系数由下面的公式计算:

$$\alpha_{j1} = c_{j1} (W_{41})^r \quad (15)$$

$$\alpha_{j2} = c_{j2} (\rho_H) \quad (16)$$

$$\alpha_{z1} = c_{z1} (W_{41})^r \quad (17)$$

$$\alpha_{z2} = c_{z2} (W_{cool})^r \quad (18)$$

式中: W_{41} 为燃气涡轮进口流量; ρ_H 为空气密度; W_{cool} 为冷却燃气涡轮的流量; c_{j1} , c_{j2} , c_{z1} , c_{z2} , r 为常数; τ_{JT} 和 τ_{zT} 是时间常数。

静子和转子的径向间隙 δ 与静子温度 T_j 和转子温度 T_z 有关, 可以用下面的公式来计算:

$$\left. \begin{aligned} \delta &= C_{Tj} T_j - C_{Tz} T_z \\ \delta &= \delta_0 \quad \text{if } \delta \leq \delta_0 \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

式中: C_{Tj} 和 C_{Tz} 为常数; δ_0 为热发动机涡轮的径向间隙值。

径向间隙与涡轮效率的关系由下式计算:

$$\delta \eta_g = f(\delta - \delta_0) \quad (20)$$

式中: $\delta \eta_g$ 为发动机受热后增加的涡轮效率。

因此, 当前燃气涡轮效率 η_g 为:

$$\eta_g = (\eta_g)_0 - \delta \eta_g \quad (21)$$

式中: $(\eta_g)_0$ 为热发动机涡轮的效率。

图 2 为燃气涡轮起动过程中考虑了温升导致叶尖间隙变化所引起的效率变化, 在点火后温度开始上升时效率的变化量最大。

(6) 燃气焓的修正

燃气涡轮静子和转子吸收的热量由下列方程计算:

$$\mu_j (dT_{qj}/dt) = Q_j - Q_{31} \cdot \lambda_j \quad (22)$$

$$\mu_z (dT_{qz}/dt) = Q_z - Q_{31} \cdot \lambda_z \quad (23)$$

$$Q_j = \kappa_j \cdot Q_{31} (\omega T_{41} - T_{qj}) \quad (24)$$

$$Q_z = \kappa_z \cdot Q_{31} (\omega T_{41} - T_{qz}) \quad (25)$$

$$Q_{31} = f(W_{41}) \quad (26)$$

式中, μ_j , μ_z , κ_j , κ_z , ω_j 和 ω_z 为常数, λ_j 和 λ_z 为静子和转子吸热的加权系数。静子和转子吸热而影响燃气焓 i_{41} :

$$i_{41} = (i_{41})_0 - (Q_j + Q_z)/Q_{41} \quad (27)$$

式中: $(i_{41})_0$: 没有热交换时燃气的焓值。

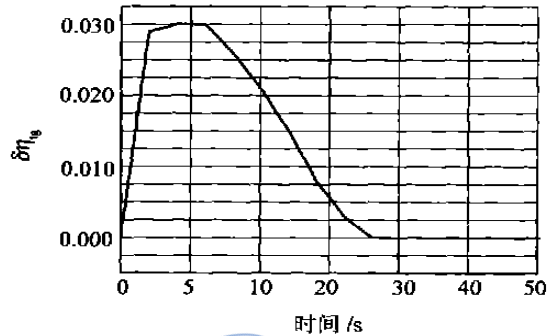


图 2 起动过程效率的变化

Fig 2 Variety of turbine efficiency

上面有关热传递和效率的计算公式中的各种系数应通过试车数据不断进行修正, 因此起动模型更依赖于发动机的实验特性。压气机和动力涡轮的温升效应计算与燃气涡轮相似。

(7) 起动机模型

起动机扭矩计算由下列方程实现:

$$M_{st} = \begin{cases} k \frac{P_{smax} \left(2 - \frac{n_{gcr}}{n_{cmmax}} \right)}{n_{gmax} n_{cmmax}} & \text{if } n_{gcr} \leq n_{tk} \\ 0 & \text{if } n_{gcr} > n_{tk} \end{cases} \quad (28)$$

式中: P_{smax} 为起动机最大功率, n_{cmmax} 为起动机最大功率时对应的燃气发生器转速, n_{tk} 为起动机脱开时对应的燃气发生器转速。

起动机功率为:

$$P_{st} = k \cdot M_{st} \cdot n_{ggc} \quad (29)$$

式中: K 为量纲系数。

(8) 燃气发生器转子加速要考虑起动机功率:

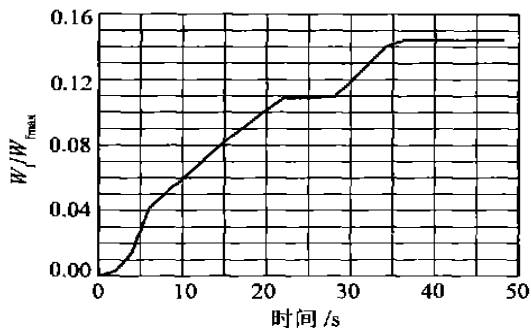
$$\frac{dn_g}{dt} = \frac{P_{st} + P_{tg} + P_{csu} - P_{as}}{I_g \cdot n_g} \quad (30)$$

式中: P_{as} 为驱动附件提走的功, P_{csu} 为轴流压气机和离心压气机所需功率之和, P_{tg} 为燃气涡轮发出的功率, I_g 为燃气涡轮转动惯量。

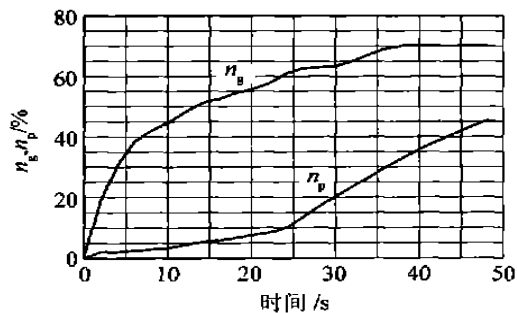
4 起动仿真算例

涡轴发动机起动模拟程序采用无迭代解

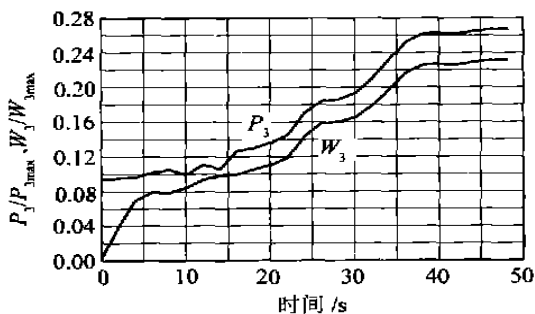
法^[4], 使用的初始条件为在 $M = 0, H = 0$ 情况下的给定初值数据文件 START, 它给定了仿真从



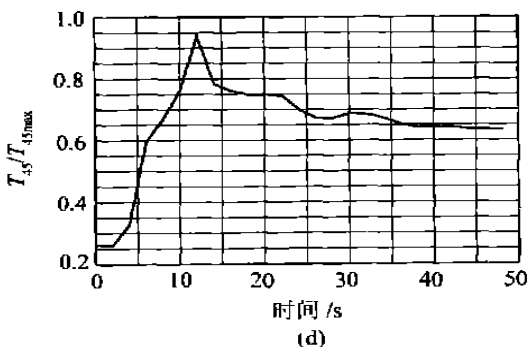
(a)



(b)



(c)



(d)

图 3 起动过程仿真

Fig 3 Simulation of startup procedure

起动到慢车(中间)状态的变量初值, 对于 $M \neq 0$ 或 $H \neq 0$ 的起动仿真目前还不能够直接使用该模型。因为空中起动的情况比较复杂, 而起动模型又是依靠大量的经验数据进行“辨识”的结果, 因此, 空中起动的模拟需要积累大量的空中起动数据后才能进行仿真。

图 3 给出了某发动机在 $M = 0, H = 0, T_H = 15^\circ\text{C}$ 时起动过程的仿真结果。图 3(a) 为给定的燃油量, 图 3(b)~ 图 3(d) 分别为燃气发生器转速/动力涡轮转速、压气机出口压力/流量以及燃气涡轮后温度。

5 结 论

(1) 考虑了温度对涡轴发动机起动过程影响的模型能够真实地仿真发动机的起动过程。

(2) 发动机的起动过程受较多的限制条件约束, 因此在建立模型时不但要考虑其稳定边界, 而且还要考虑环境条件。

(3) 起动过程中部件特性要进行修正, 部件实验或计算得到的特性不能够直接应用于整机的模拟, 因为在起动过程中难以满足相似准则的条件。

参考文献

- [1] 古列维奇, 戈尔别格[俄]著 航空燃气涡轮发动机的控制方法与燃气涡轮发动机动态特性的数学模拟[M]. 程心健, 朱旭津, 于维凤, 等编译 无锡: 中国航空动力控制系统研究所, 1998
- [2] Sanghi V ivatek, Lakshmanan B K, Rajasekaran R. Aerothermal Model For Real-Time Digital Simulation of A Mixed-Flow Turbofan Engine [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(3): 629- 635
- [3] 奥茨 G C[美]. 燃气涡轮发动机气动热力学理论及其应用[M]. 张逸民译 北京: 国防工业出版社, 1988
- [4] 黄开明 涡轴发动机实时模型及控制规律研究[D]. 北京: 中国航空研究院, 2002
- [5] 张会生, 刘永文, 苏明, 等 燃气轮机速度调节过程的仿真研究[J]. *计算机仿真*, 2002(1): 79- 81
- [6] 扬蔚华 航空发动机建模与故障诊断[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2000
- [7] 张世桢 航空发动机设计手册(第 15 册)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 136- 142
- [8] 黄春峰, 赖传兴, 陈树全 国外航空发动机叶尖间隙测量技术研究[J]. *南华动力*, 2001(1): 59- 73