

文章编号:1000-6893(2005)05-0540-05

基于逐级叠加法的航空发动机起动模型研究

黄向华, 郑绪生

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

Research on Startup Model of Aircraft Engine Based on Stage-Stacking Method

HUANG Xiang-hua, ZHENG Xu-sheng

(College of Energy and Power engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘要: 建立起动过程数学模型的主要困难在于缺少发动机低转速部件特性。提出一种逐级叠加与试验数据相结合的方法计算低转速部件特性,并综合考虑了燃烧室效率变化和部件的热惯性对起动过程的影响,成功地把发动机慢车以上的部件法建模应用到发动机起动过程的性能模拟。通过对某型涡轴发动机仿真结果与试验数据的对比表明,这种低转速部件特性的计算方法具有一定的精度,建立的起动模型可满足研究起动供油规律及估算起动性能的需要。

关键词: 航空发动机; 起动过程; 逐级叠加法; 数学模型; 试验数据

中图分类号: V235.1 **文献标识码:** A

Abstract: The main difficult in startup procedure modeling is the lack of component characteristics at low speed. A method combining a stage-stacking method and testing data is developed to calculate the low-speed characteristics. The efficiency variation of combustion and heat conservation between gas and metal are considered for startup procedure. Modeling method which is adopted for normal speed above ideling is successfully applied to startup model. The comparison between simulation and testing data for a turbo-shaft engine indicates that this state-stacking method has reasonable precision in the evaluation of component characteristics, and the startup model developed can be used to study the fuel flow schedule and estimate the starting characteristics.

Key words: aero engine; startup process; stage-stacking method; mathematical model; testing data

航空发动机快速成功起动是飞机完成飞行任务、保证安全飞行的前提。高性能军用航空发动机对起动过程要求是:在压气机不喘振和涡轮前不超温的情况下,在尽可能短的时间内安全可靠地起动。建立起动过程数学模型并对起动特性进行研究,对起动过程燃油调节计划研究及起动机选择等具有重要意义^[1-3]。

本文采用部件法建立发动机的起动模型。部件法建模的关键在于部件特性。对于起动模型,很难获得慢车以下的低转速部件特性试验数据,文献[4]根据慢车以上的已知特性外推计算起动范围内的部件特性,文献[5]将多级压气机分为前、中、后 3 段分别估算特性。研究表明^[1],不同发动机的部件特性,在高转速时有比较显著的差异,但在起动状态的低转速时部件特性保持了较好的通用规律。本文参考用于估算压气机变工况

性能的逐级叠加法^[6,7]的思路,提出根据压气机和涡轮典型级特性以及压气机和涡轮设计点状态参数和部件的结构尺寸,采用逐级叠加法建立低转速部件特性,并与起动过程试验数据以及中高速部件特性相结合,以获得较为可靠的起动过程部件特性。

1 逐级叠加法计算压气机和涡轮低转速部件特性

压气机和涡轮的部件特性一般采用反映换算流量 $W\sqrt{\theta}/\delta$, 压比 π^* , 效率 η^* 以及换算转速的一组曲线给出

$$\pi^* = f_1(W\sqrt{\theta}/\delta, n/\sqrt{\theta}) \quad (1)$$

$$\eta^* = f_2(W\sqrt{\theta}/\delta, n/\sqrt{\theta}) \quad (2)$$

式中: $\theta = T^*/T_{s1}$ 为进口总温与标准大气温度之比; $\delta = P^*/P_{s1}$ 为进口总压与标准大气压力比; P_{s1} 和 T_{s1} 分别为标准大气条件下的总压和总温。

逐级叠加法的实质是先求出多级压气机(或

涡轮,下同)每一级的性能,并把级的性能作为进口换算流量和叶轮速度函数给出。从第 1 级的性能结果可以得到第 2 级进口的换算流量和叶轮速度。若压气机有 z 级,通过压气机逐级计算,可以得到各级的增压比 $\pi_i^* = P_{i+1}^*/P_i^*$ 和温升比 $\sigma_i = T_{i+1}^*/T_i^*$,最后就可以计算出在给定的压气机质量流量和叶轮速度下压气机的总压比 π^* 和总效率 η^* ,

$$\pi^* = P_{out}^*/P_{in}^* = \prod_{i=1}^{z-1} \pi_i^* \quad (3)$$

$$\sigma = T_{out}^*/T_{in}^* = \prod_{i=1}^{z-1} \sigma_i \quad (4)$$

$$\eta^* = \frac{(\pi^*)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{\sigma - 1} \quad (5)$$

已知压气机换算流量,换算圆周速度 $U_1/\sqrt{\theta}$,各级进口的环形面积 A_i ,各级进口的平均半径 r_i ,各级设计绝对进气角 β 以及单级特性曲线,就可逐级计算部件特性。一般给出的单级性能曲线是在等换算转速下压比和绝热效率跟换算流量的函数关系。应用到逐级叠加法时,用效率 η_{ad} 和压力系数 ψ 对流量系数 Φ 的关系表示。这里: $\eta_{ad} = \frac{\Delta H_{id}}{\Delta H_{ac}}$; $\psi = \frac{\Delta H_{id}}{\theta} / \left(\frac{U_m}{\sqrt{\theta}}\right)^2 = J g c_p T_{s1} Y / \left(\frac{U_m}{\sqrt{\theta}}\right)^2$; $\Phi = \frac{V_z}{U_m}$; V_z 为气流轴向速度; U 为叶尖圆周速度; H 为滞止焓;下标 ac 表示实际状态; id 表示理想状态; m 表示平均; $Y = (P_3/P_1)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1$, γ 为比热比, c_p 为定压比热。典型单级性能曲线是通过一系列部件计算和实验数据进行归纳而得到,轴流式压气机低转速时单级性能曲线如图 1 所示^[8]。在多级压气机的环境中,若进口气流没有畸变的条件下,级的性能在相当大的雷诺数和马赫数范围内(马赫数小于 0.75)有良好的通用性。

根据典型级特性曲线,可逐级求出增压比 π_i^* 和温升比 σ_i ($i=1, 2, \dots, z-1$),

$$\pi_i^* = \frac{P_{i+1}^*}{P_i^*} = \left[1 + \frac{(2\pi r_i/60)^2 \psi_i}{c_p T_{se}^*} \left(\frac{n}{\sqrt{\theta_i}}\right)^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (6)$$

$$\sigma_i = \frac{T_{i+1}^*}{T_i^*} = \left[1 + \frac{(2\pi r_i/60)^2 \psi_i}{\eta_{adi} c_p T_{se}^*} \left(\frac{n}{\sqrt{\theta_i}}\right)^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (7)$$

这里, $\psi_i = f_1(\Phi_i)$, $\eta_{adi} = f_2(\Phi_i)$,可根据如图 1 所示的典型级特性曲线得

$$\psi_i = \alpha_0 + \alpha_1 \Phi_i + \alpha_2 \Phi_i^2 + \alpha_3 \Phi_i^3 + \dots$$

$$\eta_{adi} = \beta_0 + \beta_1 \Phi_i + \beta_2 \Phi_i^2 + \beta_3 \Phi_i^3 + \dots$$

一般取右边 4 项即可满足精度要求。

启动计算时,第 1 级流量系数 Φ_1 可从进口换算流量求得

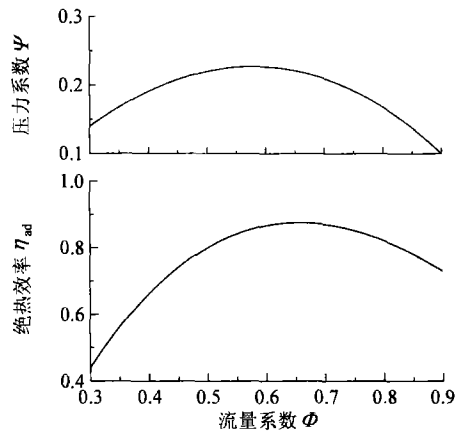


图 1 典型的轴流式压气机级特性曲线

Fig. 1 Typical stage characteristic curves of axial-flow compressor

$$W \sqrt{\theta}/\delta = \frac{2\pi r_1 A_1}{60 R \cos \beta_1} \left(\frac{n}{\sqrt{\theta}}\right) \frac{P_{s1}}{T_{s1}} \cdot \left[1 - \left(\frac{V_z}{\sqrt{\theta_1}}\right)^2 \frac{1}{2c_p \cos^2 \beta_1 T_{s1}} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \Phi_1 \quad (8)$$

式中: R 为气体常数。

在已知 Φ_1 的情况下,以后每级的流量系数 Φ_i 为

$$\Phi_{i+1} = \frac{A_i r_i}{A_{i+1} r_{i+1}} \left[1 + \frac{(2\pi r_i/60)^2 \psi_i}{\eta_{ad} c_p T_{se}^*} \left(\frac{n}{\sqrt{\theta_i}}\right)^2 \right] \cdot \left[1 - \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{(2\pi r_i/60)^2 \psi_i}{c_p T_{se}^*} \left(\frac{n}{\sqrt{\theta_i}}\right)^2 \right] \Phi_i \quad (9)$$

式中: A_i 为每级压气机截面面积; r_i 为每级压气机截面半径。

对于由式(1)和式(2)表示的部件特性,若已知进口换算流量 $W \sqrt{\theta}/\delta$ 和转速 $n/\sqrt{\theta}$,压比 π^* 和效率 η^* 的计算过程如图 2 所示。变换不同的 $W \sqrt{\theta}/\delta$ 和 $n/\sqrt{\theta}$,即可得到整个部件特性。

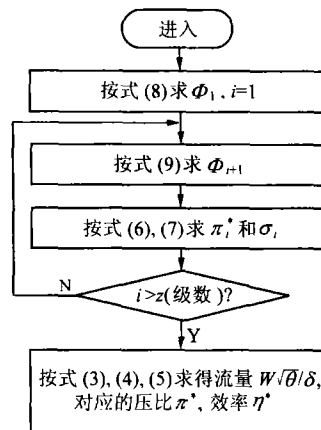


图 2 部件特性的计算流程

Fig. 2 Flowchart of computing component characteristics

实际建模中每台发动机的级特性与典型级特性总是存在差异,建模误差不可避免。为了减小误差,提高起动模型精度,本文提出根据起动过程实验数据以及中高转速特性数据,对低转速计算特性进行修正的方法,修正的基本原则是在慢车点应与实验特性数据相吻合,且在慢车状态下的模型输出值与实际发动机输出之间的误差应该尽量小。因此在获得计算特性数据后,对压比、流量和效率进行修正^[8]

$$\pi' = a_1(\pi - 1) + 1 \quad (10)$$

$$W'_{\text{cor}} = a_2 W_{\text{cor}} \quad (11)$$

$$\eta' = a_3 \eta \quad (12)$$

式中: $W_{\text{cor}} = W \sqrt{\theta}/\delta$; a_1, a_2, a_3 为特性调整系数。在慢车点,从实验数据、部件实验数据得到参考点为 $\pi_R, W_{\text{corR}}, \eta_R$, 与部件特性计算值 $\pi, W_{\text{cor}}, \eta$ 比较得: $a_1 = (\pi_R - 1)/(\pi - 1)$, $a_2 = W_{\text{corR}}/W_{\text{cor}}$, $a_3 = \eta_{\text{corR}}/\eta_{\text{cor}}$ 。采用修正后的部件特性 $\pi', W'_{\text{cor}}, \eta'$ 在慢车点的总压、流量和效率与实验数据是一致的,在其他点也与实验数据基本一致。

3 涡轮部件特性

将上述方法计算得到的部件特性用于起动过程中,通过仿真分析认为,用逐级叠加法建立的涡轮部件特性误差较大,可采用与压气机特性的近似关系来求涡轮特性。在起动过程中燃气涡轮落压 π_T^* 比与压气机增压比 π_C^* , 涡轮效率 η_T 与涡轮转速 n_T 之间,涡轮进口相似流量 $W\sqrt{T_4^*}/P_4^*$ 与 π_C^* 间存在如下关系^[1]

$$\frac{\pi_T^* - 1}{\pi_{TR}^* - 1} = K_P \frac{\pi_C^* - 1}{\pi_{CR}^* - 1} \quad (13)$$

$$\frac{W\sqrt{T_4^*}/P_4^*}{(W\sqrt{T_4^*}/P_4^*)_R} = F\left(\frac{\pi_T^* - 1}{\pi_{TR}^* - 1}\right) \quad (14)$$

$$\frac{\eta_T}{(\eta_T)_R} = K_{\eta_T} \left(\frac{\pi_T^* - 1}{\pi_{TR}^* - 1}\right) \quad (15)$$

式中:下标 R 表示已知的参考点; K_P 为压气机设计压比的函数。

发动机起动过程的主要工作部件是燃气转子和燃烧室,动力涡轮和负载对发动机起动过程功率的影响相对较小^[3],本文不采用涡轮特性计算方法,而是考虑高低压涡轮间的落压分配比

$$(W_{\text{cor}}/W_{\text{corR}})_T = \sqrt[m]{(X/X_R)_T} \quad (16)$$

$$(W_{\text{cor}}/W_{\text{corR}})_{PT} = \sqrt[m]{(X/X_R)_{PT}} \quad (17)$$

$$(\pi_{PT} - 1)/(\pi_{PTR} - 1) = (X/X_R)_{PT} \quad (18)$$

$$\left(\frac{W_{\text{cor}}}{W_{\text{corR}}}\right)_{PT} = \left(\frac{W_{\text{cor}}}{W_{\text{corR}}}\right)_T \sqrt{\frac{T_{4R}}{T_{41R}} \cdot \frac{T_{41}}{T_4} \cdot \frac{\pi_T^*}{\pi_{TR}^*}} \quad (19)$$

$$\pi_C^* \sigma_b = \pi_T^* \pi_{PT}^* \quad (20)$$

式中: $X = (\pi^* - 1)/(\pi_d^* - 1)$; π^* 为落压比。当 $X > 0.1$ 时取 $m = 3$; $X < 0.1$ 时取 $m = 2$ 。下标含义为: 4 和 41 分别表示燃气涡轮进口和出口截面; d 表示设计点, R 表示参考点,取慢车状态; T 和 PT 分别表示燃气涡轮和动力涡轮。

4 燃烧室特性考虑及涡轮等部件热惯性

燃烧室特性主要考虑燃烧效率和压力损失。燃烧室总压恢复系数 σ_b 通常取常值。燃烧效率 η_b 可以用燃烧室空气负荷参数和油气比的函数来计算^[1]

$$\eta_b = K_{\eta_b}(\Omega) \eta_{bR} - \Delta\eta_b(f) \quad (21)$$

式中: f 是油气比; $\Omega = G_a/(P_2^* \cdot 1.8 V_b e^{T_2^*/300})$ 为燃烧室空气负荷参数; G_a, P_2^* 和 T_2^* 分别为燃烧室进口质量流量,压力和温度; V_b 是燃烧室容积。 η_{bR} 是已知参考点的燃烧效率; $K_{\eta_b} = 1 - 0.00225(\Omega/\Omega_R) - 0.000375(\Omega/\Omega_R)^2$ 。油气比修正量 $\Delta\eta_b$ 可由试验曲线查得^[1]。

在起动过程中,燃烧室和涡轮等部件的热惯性对性能的影响相当明显,必须加以考虑:

燃气放出的热量

$$Q_1 = G_g c_{pg} (T_g - T_{\text{out}}) \quad (22)$$

部件金属从燃气吸收的热量

$$Q_2 = h A_s (T_g - T_m) \quad (23)$$

使金属升温的热量

$$Q_3 = c_{pm} M \frac{dT_m}{dt} \quad (24)$$

由吸放热的等量关系 $Q_1 = Q_2 = Q_3$ 可求出部件出口集中温度 T_{out} 。这里 G_g 为燃气质量流量; T_g 为按长度平均法求出的燃气平均温度; h 为对流换热系数; A_s 为金属热交换接触面积; T_m 为金属平均温度; c_{pg} 和 c_{pm} 分别为燃气和金属材料的比热; M 为参与热交换的金属质量。

5 计算结果及仿真分析

以某型涡轴发动机为对象建立起动模型,该发动机采用轴流和离心式压气机,根据轴流式和离心式压气机的典型单级特性,采用级叠加法计算出低压压气机特性数据,并采用经验公式拟合出涡轮特性,最后根据起动试验示波曲线以及中高转速特性数据对压气机和涡轮特性进行了修正,压气机低转速计算特性如图 3 所示。采用计算所得部件的低转速特性进行起动模型仿真研究,燃气发生器转速、涡轮后总温、动力涡轮转速的仿真结果如图 4 所示,可以看到,计算数据和发动机试车数据吻合

得较好,动态过程最大误差 $<10\%$ ($t=23\text{ s}$),这是由于试验数据有限,且计算时作了一些简化。上述结果证明计算的部件特性具有一定的精度,建立的起动模型满足了起动时间、发动机温度状态分析和供油规律研究以及起动电机选择的需要。

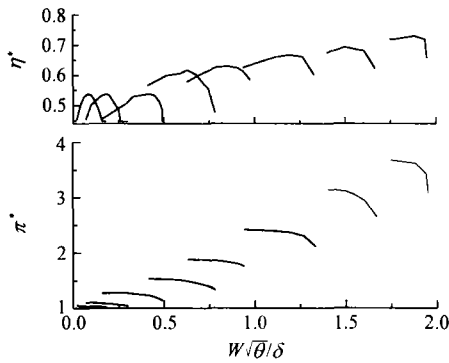


图 3 压气机的低转速计算特性

Fig. 3 Low speed computing characteristics of compressor

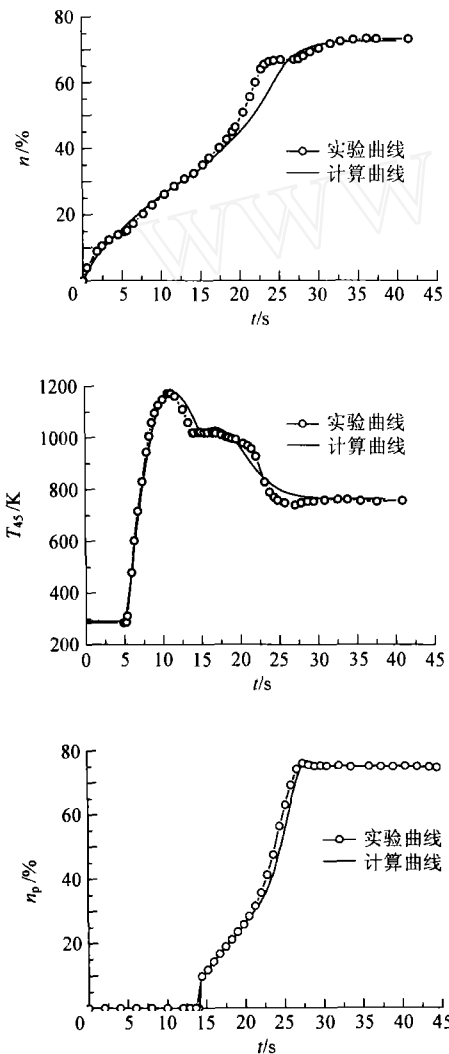


图 4 实验曲线与计算曲线的比较

Fig. 4 Comparisons of test result and computation result

起动扭矩计算是起动模型计算的重要内容。参考起动模型的计算结果可以选择与该型发动机相匹配的起动机,既保证发出起动所必需的功率,又不至于功率过大。该型发动机的起动电机扭矩 M_{ST} 与转速 n_{ST} 的关系一般可近似为线性关系^[5]:

$$M_{ST} = a_{ST}n_{ST} + b_{ST}$$

起动机功率 $W_{ST} = M_{ST}n_{ST}$,其大小对发动机起动时间关系密切。较大的起动功率大大缩短了发动机带转的时间,但随着起动机功率继续增加,对起动时间的影响逐渐变小,如表 1 所示。

表 1 起动机功率对起动时间的影响

Table 1 Influence of starter power to startup time

起动机功率/kW	着火时间/s	脱扣时间/s	起动时间/s
6.5	9.3	20.4	34.5
8	6.1	15.4	29.3
9.5	4.85	12.9	26.9
11	4.35	11.35	25.1

6 结 论

根据发动机的几何尺寸以及典型级特性曲线,提出将逐级叠加法与实验数据相结合的方法获得发动机主要部件在低转速范围内的近似特性;模型在考虑了起动过程中燃烧室效率变化及部件热惯性影响,可以进一步提高模型的计算精度。由于起动过程部件特性是基于经验数据的,本文提出考虑主要部件(高压转子或燃气转子)、而对次要影响因素用试验数据加以修正的方法,能获得一定的精度,且简化了建模过程。

参 考 文 献

- [1] Agrawal R K, Yunis M. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics [J]. ASME J Eng Gas Turbines and Power, 1982, 104: 194-201.
- [2] 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 Y C, Lu Y, Wang J J, et al. Research on cartridge starting characteristics of turbofan engine [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(2): 568-570. (in Chinese)
- [3] Stamatis A, Mathioudakis K, Ruiz, J, et al. Real time engine model implementation for adaptive control & performance monitoring of large civil turbofans [R]. ASME paper 2001-GT-0362, 2001.
- [4] 冷步里. 模拟单转子发动机起动性能的计算模型[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1999, 12(1): 25-29. Leng B L. Single spool engine starting characteristic simulation model [J]. Gas Turbine Experiment and Research,

- 1999, 12(1): 25-29. (in Chinese)
- [5] Kim J H, Song T W, Kim T S, *et al.* Dynamic simulation of full startup procedure of heavy-duty gas turbines [J]. ASME J Eng Gas Turbines and Power, 2002, 124: 510-516.
- [6] 李根深. 船用燃气轮机轴流式叶轮机械气动热力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.
Li G S. Ship gas turbine axial-flow turbomachinery aerodynamics [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1980.
- [7] Johnsen I A, Bullock R O, Robbins W H, *et al.* Aerodynamic design of axial-flow compressors [R]. NASA, SP-36, 1965.
- [8] 丁毅, 黄向华, 张天宏. 基于相似理论的燃气轮机建模技术研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 689-694.
Ding Y, Huang X H, Zhang T H. The research on model

for gas turbine engine based on similarity theory [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 689-694. (in Chinese)

作者简介:



黄向华(1972-) 女, 湖南株洲人, 副教授, 博士, 1998年毕业于南京航空航天大学, 主要从事航空发动机控制与故障诊断以及飞行控制方面的教学和科研工作。E-mail: xhhuang@nuaa.edu.cn, 电话: 13851817882。

郑绪生(1977-) 男, 江苏句容人, 南京航空航天大学硕士研究生, 主要从事航空发动机建模方面研究。

(责任编辑: 刘振国)

www.cnki.net