

文章编号: 1000-8055(2007)12-2068-05

某型涡扇发动机起动过程数值模拟

吴 虎, 冯维林

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 基于发动机设计点参数和压气机、涡轮高转速特性数据, 完善了一种计算风扇、高压压气机和高、低压涡轮小转速特性近似方法, 并进一步基于涡扇发动机部件匹配技术, 建立了某型涡扇发动机起动过程计算模型及相应算法, 给出了比较合理的发动机起动过程模拟结果。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡扇发动机; 部件特性; 起动; 模型; 模拟

中图分类号: V231

文献标识码: A

Numerical simulation of the start-up process of augmented turbofan engines

WU Hu, FENG Wei-lin

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An approximation method for simulating the low speed, low flow characteristics of axial flow fan, high-pressure compressors and high-/low-pressure turbines were presented, based on their high-speed characteristic maps and design point parameters of the engine. With the component matching technology of turbofan engines, a calculation model and corresponding algorithm for the start-up process of a certain turbofan engine was set up, thereby providing rational simulation results for the start-up process of engine.

Key words: aerospace propulsion system; turbofan engine; component characteristics; start-up; model; simulation

现代飞机, 尤其是军机发动机在使用过程中, 不可避免需要从起动过程开始进入正常工作状态。航空发动机成功起动是其顺利进入正常工作状态的前提。军用涡扇发动机可靠、快速的起动过程对保证军机的作战效能至关重要^[1-4]。我国幅员辽阔, 几乎具有温带和亚热带的所有气候类型, 而且海拔高度变化大, 这使得在不同地区机场执行任务的军机发动机不同程度存在起动问题^[5]。为此, 国内相关单位通过调整发动机起动供油量、液压泵卸压和改进起动机设计等技术手段来改善军机发动机地面起动性能, 但这不仅耗资大、周期长, 而且针对某型号发动机所得到的研究结果往

往也难于用于其它型号的发动机。为有效解决军机涡扇发动机在各种大气条件(如高、低温和高原)下的地面起动问题, 迫切需要发展相应的涡扇发动机起动模拟技术。基于前面所述背景, 本文开展了军机涡扇发动机起动过程数值模拟研究, 并取得了初步进展。

1 模型方程

1.1 发动机部件特性计算模型

基于文献[3-4]研究结果, 本文拟采用发动机部件匹配技术来建立其起动过程数值计算模型。很显然, 建立风扇、高压压气机和高、低压涡轮小

收稿日期: 2006-11-21; 修订日期: 2007-03-12

作者简介: 吴虎(1963-), 男, 安徽肥东人, 教授、博士生导师, 主要从事叶轮机气动热力学及燃气轮发动机总体设计的研究。

转速(0~慢车转速)范围的特性数据是关键.在发动机设计点参数和部件的高转速特性数据已知前提下,本文基于文献[6],发展出了一种风扇、高压压气机和高、低压涡轮小转速特性近似计算方法.对于风扇压气机,其小转速范围特性计算过程为:

(1) 根据已知的 $\bar{n}_{\text{cor}} = 1.0$ 特性数据,找出最大效率点,此点对应参数作为“参考点”参数,如

$$\pi_{k,p} = \pi_{k,\eta_{k,\max}}, \eta_{k,p} = \eta_{k,\max}, W_{\text{acor},p} = W_{\text{acor},\eta_{k,\max}}$$

(2) 计算参考点上的其它有关参数:

① 进、出口总温比

$$\tau_{k,p} = 1 + (\pi_{k,p}^{\frac{1}{\gamma_k}} - 1) / \eta_{k,p} \quad (1)$$

② 进口的 $q(\lambda_e)_p, \lambda_{e,p}$

$$q(\lambda_e)_p = \frac{W_{a,p} \sqrt{T_{12}}}{A_{2,p} p_{12} K} \quad (2)$$

③ 出口的 $q(\lambda_{e,5})_p, \lambda_{e,5,p}$

$$q(\lambda_{e,5})_p = q(\lambda_e)_p \frac{A_2}{A_{2,5}} \frac{\sqrt{T_{k,p}}}{\pi_{k,p}} \quad (3)$$

(3) 计算给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 上的最大效率 $\eta_{k,\max}$;

① 由已知的若干条高转速特性线参数,可作成 $\bar{\eta}_{k,\max} = \frac{\eta_{k,\max}}{\eta_{k,p}} = f(\bar{n}_{\text{cor}}, \pi_{k,p})$ 的关联曲线.对于本文所研究的某型涡扇发动机的风扇压气机,其关联曲线如图 1 所示.

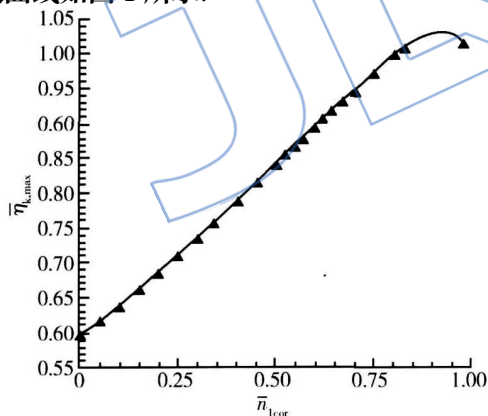


图 1 风扇相对最大效率与其相对换算转速关联

Fig. 1 Relationship between fan relative maximum efficiency and its relative corrected speed

② 在慢车转速以下,给定一系列 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ ($\text{const} = 0.5, 0.4, 0.3, 0.2, 0.1, 0.01$);

③ 计算相应 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 值下的 $\bar{\eta}_{k,\max}$, 则 $\eta_{k,\max} = \bar{\eta}_{k,\max} \cdot \eta_{k,p}$;

(4) 计算给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 上与 $\eta_{k,\max}$ 相对应的 $\pi_{k,\text{opt}}$;

(5) 计算给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 下 $\bar{c}_{a,\text{opt}}$ (相应 $\bar{n}_{\text{cor}}$ 下

与 $\eta_{k,\max}$ 对应点的流量系数与 $\bar{n}_{\text{cor}} = 1.0$ 下 $\eta_{k,\max}$ 对应点流量系数比值);

(6) 计算给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 下与 $\eta_{k,\max}$ 对应点的风扇进口 $q(\lambda_e)_{\text{opt}}$. 这可分别由 $\bar{n}_{\text{cor}} = 1.0$ 下 $\eta_{k,\max}$ 对应点和给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 下对应 $\eta_{k,\max}$ 点上应用风扇进、出口流量连续方程得到

$$\frac{q(\lambda_{e,5})_{\text{opt}}}{q(\lambda_e)_{\text{opt}}} = \frac{A_2}{A_{2,5}} \frac{\sqrt{T_{k,\text{opt}}}}{\pi_{k,\text{opt}}} \quad (4)$$

$$\lambda_{e,5,\text{opt}} \lambda_{e,\text{opt}} = \lambda_{e,p} \lambda_{e,5,p} \bar{n}_{\text{cor}}^2 \bar{c}_{a,\text{opt}}^2 \frac{\sqrt{T_{k,p}}}{\pi_{k,\text{opt}}} \quad (5)$$

由公式(4)和(5)联立求解出 $\lambda_{e,5,\text{opt}}$ 和 $\lambda_{e,\text{opt}}$.

(7) 给定 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 线的计算.

① 在慢车转速以下,给定一系列 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ ($\text{const} = 0.5, 0.4, 0.3, 0.2, 0.1, 0.01$);

② 在每一 $\bar{n}_{\text{cor}} = \text{const}$ 上,取一系列离散点 $\bar{c}_a$ (相应 $\bar{n}_{\text{cor}}$ 下任一点流量系数与 $\eta_{k,\max}$ 对应点的流量系数之比值);

③ 计算 $l_k = l_k / l_{k,\text{opt}}$ (相应 $\bar{n}_{\text{cor}}$ 下任一点风扇功与相应的 $\eta_{k,\max}$ 对应点的风扇功之比);

④ 计算损失系数 ξ_k , 并由式 $\eta_k = 1 - \xi_k (1 - \eta_{k,\max}) \bar{c}_a^2 / l_k$, 计算对应于 $\bar{c}_a$ 下的效率;

⑤ 由公式(6)

$$\pi_k = [1 + l_k (\pi_{k,\text{opt}}^{\frac{1}{\gamma_k}} - 1) \frac{\eta_{k,\max}}{\eta_k}]^{\gamma_k} \quad (6)$$

计算对应于 $\bar{c}_a$ 下的增压比;

$$\tau_k = [1 + (\pi_k^{\frac{1}{\gamma_k}} - 1) / \eta_k]$$

计算对应于 $\bar{c}_a$ 下的温度比;

⑦ 与公式(4)和(5)相类似,计算 $q(\lambda_e)$, 即

$$\frac{q(\lambda_{e,5})}{q(\lambda_e)} = \frac{A_2}{A_{2,5}} \frac{\sqrt{T_k}}{\pi_k} \quad (7)$$

$$\lambda_{e,5} \lambda_e = \lambda_{e,p} \lambda_{e,5,p} \bar{n}_{\text{cor}}^2 \bar{c}_{a,\text{opt}}^2 \frac{\sqrt{T_{k,p}}}{\pi_{k,\text{opt}}}$$

⑧ 由 $q(\lambda_e)$, 进口总压、总温及流道面积,计算风扇进口流量

$$W_a = K \frac{p_{12} A_2 q(\lambda_e)}{\sqrt{T_{12}}} \quad (8)$$

对于高压压气机,按与上述相类似方法计算其小转速特性;为获取高、低压涡轮小转速特性,本文也参考了文献[6]涡轮特性近似计算方法.某型涡扇发动机风扇和高压压气机的小转速特性计算结果如图 2~图 5 所示.

为了验证本文方法的可行性,应用本方法计算出了某型发动机风扇在 $\bar{n}_{\text{cor}} = 0.9$ 和 1.0 的特性,计算结果与已知特性比较如图 6,结果表明,

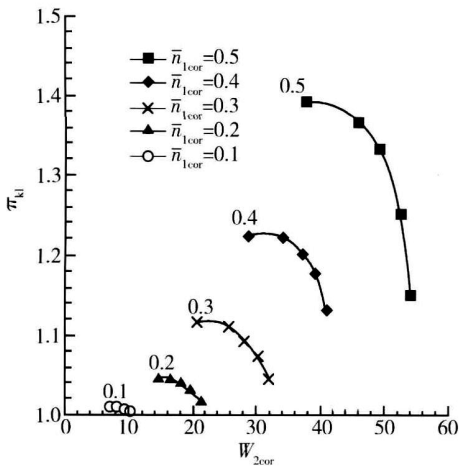


图 2 计算的风扇小转速压比特性曲线
Fig. 2 Computed low-speed map of fan pressure ratio versus corrected mass flow

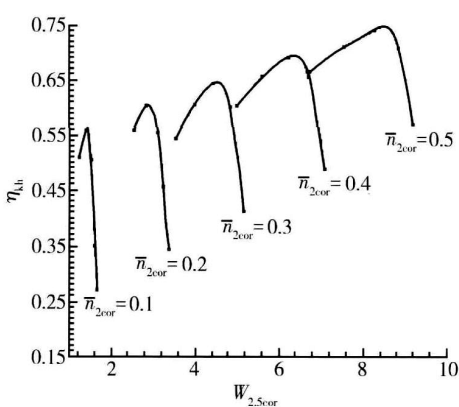


图 5 计算的高压压气机小转速效率特性曲线
Fig. 5 Computed low-speed map of high pressure compressor efficiency with corrected mass flow

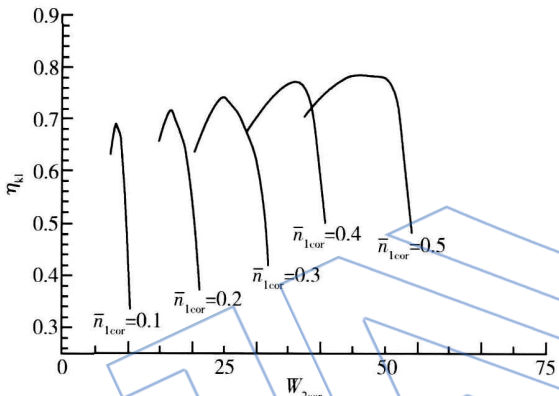


图 3 计算的风扇小转速效率特性曲线
Fig. 3 Computed low-speed map of fan efficiency versus corrected mass flow

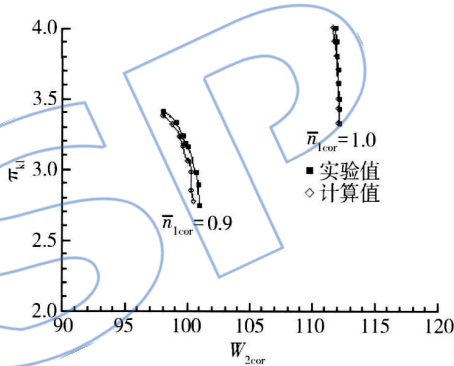


图 6 计算的压比特性与已知压比特性比较
Fig. 6 Comparison of computed high-speed map of fan pressure ratio with experimental map

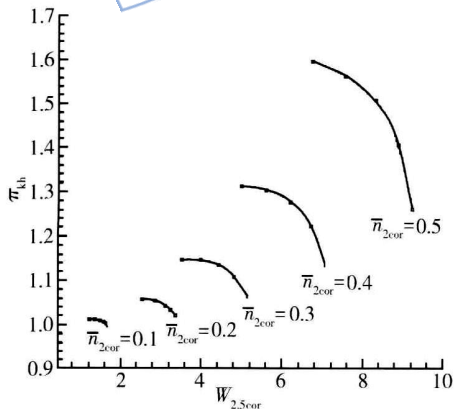


图 4 计算的高压压气机小转速压比特性曲线
Fig. 4 Computed low-speed map of high pressure compressor pressure ratio with corrected mass flow

该方法作为压气机特性近似计算方法是可行的.

基于部件匹配技术,建立了混合排气涡扇发动机起动过程(三个阶段)计算方法. 计算模型作了如下简化假设:

- (1) 风扇、高压压气机,高、低压涡轮的小转速部件特性来自上述近似计算算法;
- (2) 主燃烧室起动过程动态特性计算参考了文献[7]计算模型;
- (3) 起动过程在主燃烧室开始工作阶段供油量为控制量,其后为高压涡轮进口总温为控制量;
- (4) 暂不计起动过程主燃烧室和外涵道的容腔效应影响.

2 计算及其结果分析

以某型混合排气涡扇发动机为例,应用本文所建立的模型与方法,给出了该型发动机地面起动全过程模拟结果. 起动过程的限制条件是喘振裕度不小于 10 %、涡轮前温度不超过 1 688 K 和燃烧室的稳定燃烧边界条件的限制. 图 7~图 10

分别为该发动机在地面标准大气条件下起动过程高压转子转速、低压转子转速、主燃烧室供油量和涡轮前总温随时间变化关系.由图可见,在起动的第一阶段,在起动机带动下高压转子转速迅速增加,而低压转子转速仅由其随高压转子转速跟随

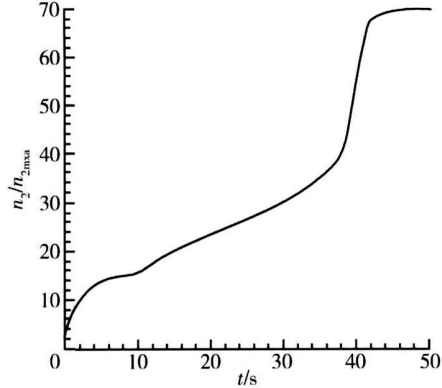


图 7 高压转子物理转速随时间变化

Fig. 7 Time history of rotational speed of high pressure rotor during starting of the engine

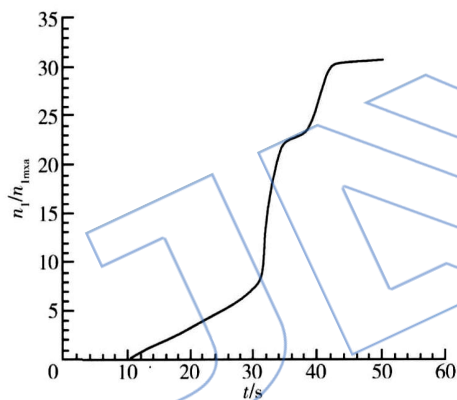


图 8 低压转子物理转速随时间变化

Fig. 8 Time history of rotational speed of low pressure rotor during starting of the engine

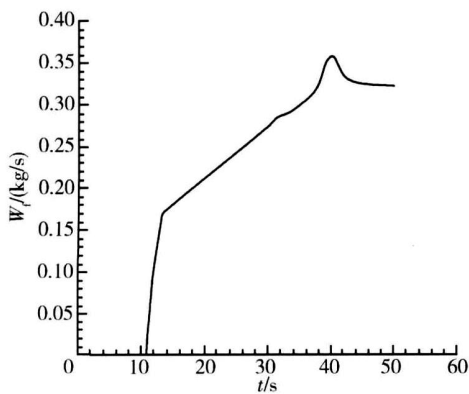


图 9 主燃烧室供油量随时间变化

Fig. 9 Time history of fuel flow in main combustor during starting of the engine

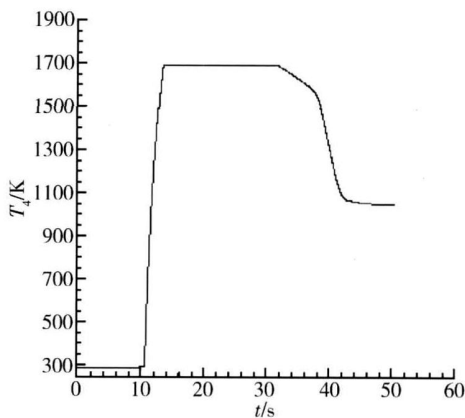


图 10 涡轮前总温随时间变化

Fig. 10 Time history of inlet temperature of high pressure turbine during starting of the engine

关系变化,由文献[5]所给出的某型加力涡扇发动机起动过程低压转子跟随关联的实验结果可知,此阶段低压转子转速非常低,并且基本保持不变,由于本文模拟对象与文献[5]的某型加力涡扇发动机为同一类型,故模拟中采用了文献[5]所给出的这一实验结果,如图 9 所示;此时由于未喷油燃烧,主燃烧室供油量为零,而涡轮进口总温就是高压压气机出口总温,在这一阶段,随高压转速增加,涡轮进口总温缓慢增加.进入第二阶段后,由于主燃烧室开始点火燃烧,其燃油供油量急剧增加,涡轮前温度也跟着急剧升高,而在这一阶段的前半段,由于低压涡轮开始发出功率,低压转子转速开始快速增加,但此时低压转子转速较低,其抽吸空气能力还比较低,制约了发动机进口空气流量增长速度,故此时发动机高压转子转速增加速度反而不如其在第一阶段转速增加速度;到了第二阶段后半段,由于低压转子转速急剧增加,使得发动机进口空气流量增长速度也迅速提高,高压涡轮剩余功率也迅速增大,致使高压转子转速增长速度显著提高;在第三阶段,由于受慢车状态涡轮前温度的限制,主燃烧室供油量在急剧升高到最大值后,开始逐渐减小,而涡轮前温度在保持其最大温度限制值一段时间后,开始逐渐降低,该阶段的最后 7~8 s,高、低压转子转速、主燃烧室供油量和涡轮前总温均缓慢变化,直至达到各自慢车状态下的稳定值.值得注意的是:在起动第三阶段的约 40~44 s 期间,高压转子物理转速急速增大.这是由于在这阶段,本模拟计算采用的控制变量为涡轮前温度,主燃烧室供油量为计算量,故导致主燃烧室供油流量随时间迅速增加到最大值

后又开始迅速减小,最终致使高压转子物理转速急速增大,高压转子物理转速这种变化规律一方面与控制量的选取、控制量大小及变化规律紧密关联,另一方面也取决于发动机本身设计、几何及其结构参数.文献[5]中,该文作者给出的同类发动机起动过程高、低压转子物理转速随时间变化的实验数据(该文图2,图3)也呈现类似规律,实验数据清楚显示从第30~38 s,高压物理转速由约30%迅速增加到50%,而低压物理转速由约4%缓慢增加到12%.将本文给出的在该状态下高、低压转子转速时间历程模拟结果与文献[5]给出的实验结果进行了比较,总体规律还是比较符合的,表明了本文所建立的模型与方法可应用于低涵道比混合排气加力涡扇发动机起动动态过程预测与分析.

3 结 论

(1) 建立的一种涡扇发动机风扇、高压压气机和高、低涡轮小转速特性计算模型与方法,能够给出合理的部件小转速(0~慢车转速)特性预测结果;

(2) 基于发动机部件匹配技术,发展出的加力混合排气涡扇发动机起动过程模拟方法能够合理模拟出这种类型发动机起动全过程;

(3) 在发动机起动期间,主燃烧室燃油供油量并非一直增加,而是在到达发动机慢车转速前

达到最大值,随后逐渐减小至慢车稳态值;

(4) 在起动第二阶段开始,随着主燃烧室开始点火工作,涡轮前温度急剧升高,在2~3 s内,达到其最大限制值,其后在相当长时间(约18 s)内保持不变;在第2阶段后半期和第3阶段,涡轮前温度是降低的;

(5) 在起动第二阶段开始时,低压转子转速增长速度明显高于高压转子转速增长,这是由于低压转子开始起动阶段对高压转子节流作用所致.

参考文献:

- [1] Mohonmmad H Z. Mini-turbojet engine test stand for starting test[R]. AIAA-2002-4052.
- [2] Morita M, Sasaki M, Torisaki T. Restart characteristics of turbofan engines[R]. ISABE 89-7127, 1989, 1200-1206.
- [3] Chappell M W, McLaughlin P W. An approach modeling continuous turbine engine operation from startup to shutdown[R]. AIAA-91-2373.
- [4] Walter F O, Brien, Peter S K, Wing F N. A method of turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed[D]. Blacksburg Virginia: [s. n.], May 14, 2001.
- [5] 刘建勋. 某型涡扇发动机起动性能估算研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2005.
- [6] 聂怡耶夫. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 姜树明, 译. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [7] 廉小纯, 吴虎. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.