

文章编号: 1000-8055(2004)04-0444-05

# 基于部件匹配技术的涡扇发动机 起动过程数值模拟

王占学, 乔渭阳, 李文兰

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:** 为了克服通用部件特性模型计算不同的发动机起动过程带来的计算误差, 本文发展了基于发动机部件匹配仿真原理的一维数学模型和软件, 研究涡轮发动机的起动过程。并对某小型涡扇发动机起动过程进行了计算分析。从计算结果看出, 本文发展的方法捕捉到了起动过程高压压气机出口压力在达到稳定之前出现的跳越现象, 而且计算结果还表明, 在起动的初始段, 燃烧室存在富油燃烧现象。

**关键词:** 航空、航天推进系统; 涡扇发动机; 部件匹配; 起动过程

**中图分类号:** V 233. 6

**文献标识码:** A

## Modeling Turbofan Engine Startup Based on Component Matching Principles

WANG Zhan-xue, QIAO Wei-yang, LI Wen-lan

(College of Propulsion and Energy, Northwestern Polytechnical University,  
Xi'an 710072, China)

**Abstract:** Because general simplified component-level engine start models were based on sub-idle steady-state operating line relationships, these models are not capable of simulating start-up well for different engine starting operations. In this paper, a new one dimensional mathematical model based on component matching principles has been developed for simulating engine startup. A small turbofan engine starting operation as an example was simulated by using this model. According to modeling results, we find that the model developed in this paper captured a small pressure overshoot prior to stabilizing and combustor blowout in initial accelerating phase.

**Key words:** aerospace propulsion system; turbofan engine component matching; startup

发动机起动过程的数值仿真能够为发动机设计者与使用者提供许多有价值的信息。例如, 在一个宽广的起动条件范围内加速时所要求的扭矩, 起动所需的时间, 起动过程中部件的气动热力学模拟, 还能提供压缩系统失速喘振的迹象、发动机起动阶段涡轮超温的迹象、燃烧室不稳定燃烧的现象等, 仿真同时可以对发动机可靠起动所需的

控制过程进行必要的分析和优化<sup>[1]</sup>。

从 20 世纪 60 年代末期开始, 美国 NASA 等著名的研究机构就开始进行航空燃气涡轮发动机的数值仿真研究, 但直到 80 年代末期, 发动机动态过程的数值仿真仍然限于应用于慢车以上发动机工况<sup>[2, 3]</sup>。而针对包括起动过程的航空发动机的数值模拟研究是从 20 世纪 80 年代开始的。由于

收稿日期: 2003- 07- 29; 修订日期: 2004- 03- 18

作者简介: 王占学(1969- ), 男, 辽宁建平人, 西北工业大学动力与能源学院副教授, 博士, 主要从事吸气式发动机、计算流体力学等方面的研究

模拟技术水平的限制, 发动机起动过程的研究工作都是采用基于慢车以下的稳态工作线的关系建立的通用部件模型进行的<sup>[4]</sup>。1991 年, 美国空军 Arnold 工程发展中心 Chappell 博士率先成功发展了一种能够准确模拟航空发动机从起动到停车连续工况下的通用发动机数值仿真方法, 把常规部件匹配仿真原理应用到起动过程, 抛弃了基于慢车以下的稳态工作线的关系, 保留了原有的对发动机稳态和过渡态的仿真能力以及对慢车以上发动机工况仿真的精度, 使得发动机动态过程数值仿真技术上升到一个新水平。在国内, 开展发动机起动过程的研究主要是依靠试验技术, 而数值模拟的方法也是采用通用部件特性模型, 为了克服通用模型带来的计算误差, 本文采用基于发动机部件匹配仿真原理的一维模型, 对某小型涡扇发动机起动过程开展了数值模拟研究。

## 1 发动机起动过程数学模型

### 1.1 部件物理模型

为了实现对发动机起动的数值仿真, 要求扩大单个部件(风扇、压气机、燃烧室、涡轮等)的模型。首先, 风扇、压气机、涡轮、外涵管道、喷管和混和室等部件的模型要具有模拟从零流量到最大流量的连续工况的能力; 其次, 燃烧室的部件模型要具有能够模拟燃烧室点火与熄火过程的能力; 最后, 各部件模块必须集成在一起用于发动机性能的模拟。

本文基于管道流动损失理论、压气机特性相似性理论和工作点匹配性等, 参照经典的费德诺夫、聂加耶夫等计算方法, 根据发动机转速变化时压气机参数在最佳工作曲线变化趋势呈现一定的规律, 以及在转速一定时, 压气机特性与级特性之间存在相似性, 利用压气机性能参数, 按统计规律计算出发动机各转速线下的最佳点(最大效率)参数, 然后沿等转速线扩展, 将部件特性扩展到零转速的范围。相比较风扇/压气机特性, 其它部件在低转速时的特性扩展要简单。一般来讲, 对于慢车以上的发动机工况, 涡轮工作点的确定很简单, 因为这时涡轮处于堵塞状态, 燃气流量对涡轮膨胀比的变化不敏感。然而, 对于慢车以下的未堵塞的发动机工况, 燃气换算流量对于膨胀比的变化非常敏感, 与之相似的现象也发生在尾喷管上, 因此发动机处于未堵塞的工况时涡轮和尾喷管的工作点的确定就要复杂得多。对于高低压涡轮部件, 根据发动机在零转速下涡轮焓降为零以及根据已知

最低转速下涡轮特性, 本研究参照了线性插值的扩展方法。燃烧部件、管道部件在低转速时的特性同样采用了插值扩展计算方法。图 1~ 图 4 分别

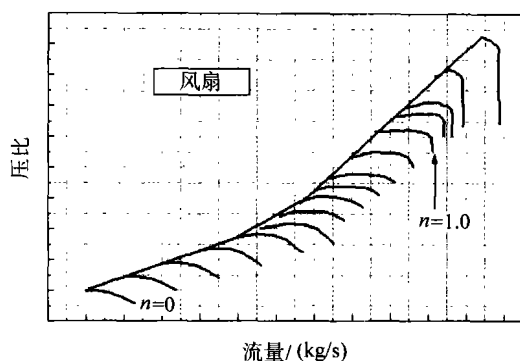


图 1 风扇特性(压比- 流量)

Fig 1 Fan characteristics  
(Pressure ratio as a function of corrected airflow)

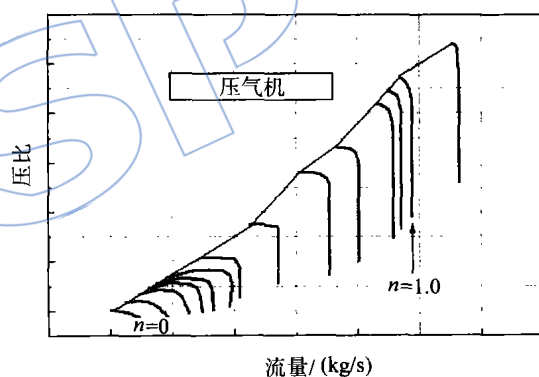


图 2 压气机特性(压比- 流量)

Fig 2 Compressor characteristics  
(Pressure ratio as a function of corrected airflow)

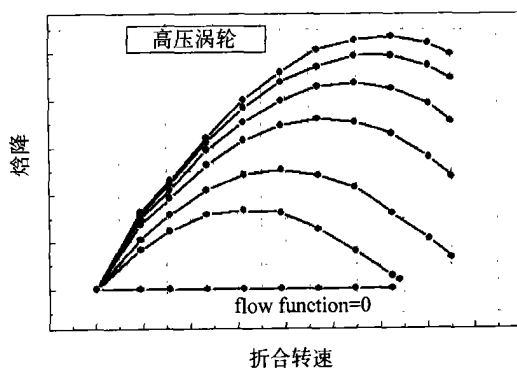


图 3 高压涡轮特性(焓降- 折合转速)

Fig 3 High pressure turbine characteristics  
(Enthalpy drop as a function of corrected rotor speed)

表示扩大了某型发动机风扇、压气机和涡轮特

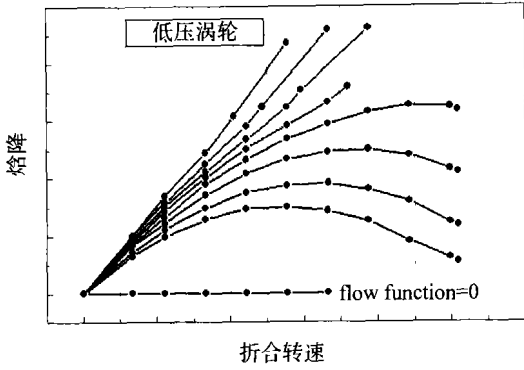


图 4 低压涡轮特性(焓降- 折合转速)

Fig 4 Low pressure turbine characteristics

(Enthalpy drop as a function of corrected rotor speed)

性曲线。

对于慢车以上的发动机工况, 涡轮处于堵塞状态, 燃气流量对涡轮膨胀比的变化不敏感。然而, 对于慢车以下的未堵塞的发动机工况, 燃气换算流量对于膨胀比的变化非常敏感, 与之相似的现象也发生在尾喷管上, 因此发动机处于未堵塞的工况时涡轮和尾喷管的工作点的确定就要复杂得多。

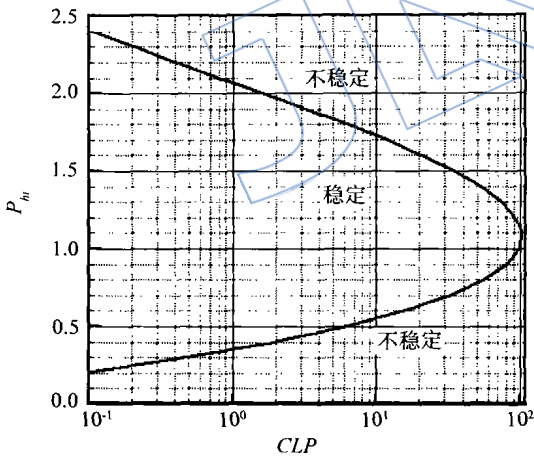


图 5 燃烧室稳定性特性

Fig 5 Combustor characteristics

当燃油和空气的混合物太贫或太富时, 稳定的燃烧就会被破坏, 因此, 主燃烧室模块应该包括判断点火条件和吹熄条件的功能。可以采用 Longwell 建议的燃烧室载荷参数来规定稳定燃烧区<sup>[5]</sup>。载荷系数的定义为:  $CLP = \frac{m}{P^n \cdot V}$ , 式中,  $CLP$  表示燃烧室载荷参数,  $m$  表示质量流量,  $P$  表示燃烧室压力,  $V$  表示燃烧室容积。  $n$  取值 1.8。当流动状况处于稳定燃烧区以外时, 燃烧室

模块就停止放热计算, 只有当流动状况处于稳定燃烧区以内且有火源(电子点火器)存在时, 燃烧才发生。稳定燃烧区边界是凭经验来确定的, 并且对每一个特定类型的燃烧室是特有的。本研究所采用的当量比对燃烧室载荷参数的关系线如图 5 表示。

## 1.2 基本方程及数值求解方法

基于以上的部件物理模型, 按照一维流动假设条件, 可以将一个双转子涡扇发动机沿着发动机通流通道划分成一系列的计算单元, 针对每个计算单元, 根据流体力学动力学基本理论, 可以写出描述该单元流动状态的 3 个基本方程: 动量守恒方程(功率平衡方程)、流量连续方程和能量守恒方程。

动量守恒方程(功率平衡方程)为:

$$W_r \Delta h_r = W_c \Delta h_c + \left( \frac{2\pi}{60} \right)^2 \cdot IN \frac{dN}{dt} + (HP)_{ext}$$

态流量连续方程:

$$W_{out} = W_{in} - \frac{\tilde{V}}{RT} \frac{dP}{dt}$$

动态能量方程为:

$$W_{out} h_{out} = W_{in} h_{in} - (W_{in} - W_{out}) u - \frac{P \tilde{V}}{RT} \frac{du}{dt}$$

涡轮发动机模型并不能用一个解析式表达出来, 描述发动机起动动态过程是一组一维非定常动态方程组, 对方程组必须采用迭代逼近法求解计算, 本文是基于牛顿- 拉姆森的迭代收敛技术。该计算方法可靠的收敛性和已被扩大的部件能力相结合就实现了对发动机起动过程的数值仿真。

## 2 计算结果分析

为了验证计算模型和程序的准确性, 本文以某次飞行试验中实际测得的飞行高度、飞行马赫数、飞行攻角、飞行侧滑角作为已知条件, 对发动机在实际使用中的起动过程进行模拟, 并与实际测量数据进行对比, 图 6 表示了计算的起动过程高压转子转速与实际测量的转速的对比, 图 7 表示了计算的起动过程高压压气机出口压力与实际测量的高压压气机出口压力的对比, 可以看出计算结果与实测数据具有较好的一致性。

在对程序验证的基础上, 针对该涡扇发动机,

本文数值计算分析了起动过程各参数的变化。该

小型涡扇发动机是采用火药起动器吹转的方式起  
动, 通过输入电压  $U_y$  控制起动转速。

图 8 给出了不同起动电压时风扇和高压压气  
机转速随时间的变化。从起动电压对转速的影响  
可以看出, 起动电压的高低对发动机起动时间(发  
动机达到规定转速的时间)影响不大。图 9 和图  
10 表示不同的起动电压对起动过程高压压气机  
增压比和出口压力的影响。可以看出, 不同的起  
动电压, 高压压气机的增压比和出口压力在达到  
稳定之前都出现了跳越, 但是, 若起动电压高, 高  
压压气机出口压力的波动就强烈, 反之, 起动电  
压低, 高压压气机出口压力波动就弱。根据图 5 发  
动机燃烧稳定性的判定标准, 本论文也对该发动

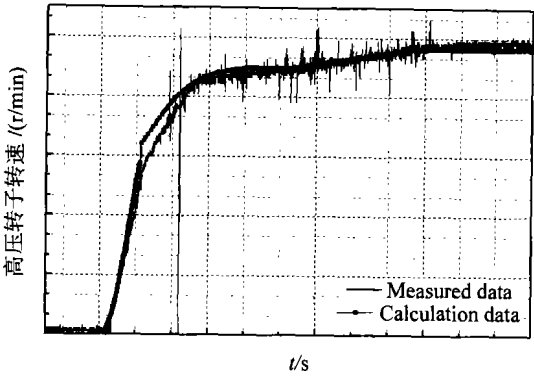


图 6 高压转子转速随时间变化

Fig 6 Comparison of computed high pressure rotor speed to engine test data

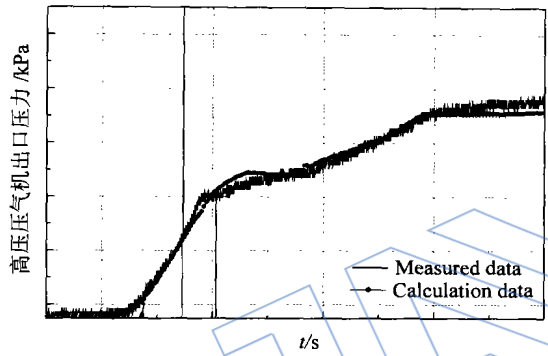


图 7 高压压气机出口压力随时间变化

Fig 7 Comparison of computed compressor exit pressure to engine test data

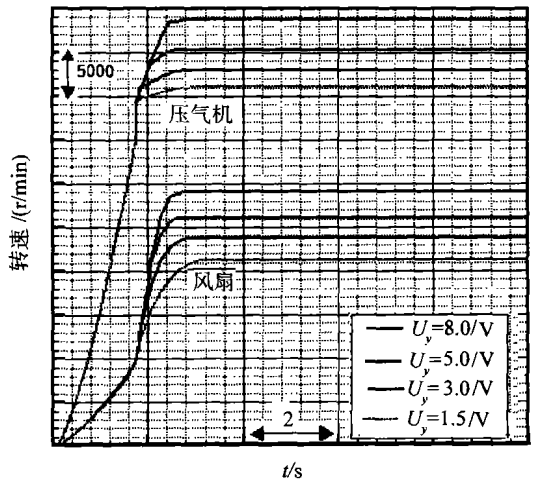


图 8 起动过程转子转速随时间的变化

Fig 8 Rotor speed variety during starting process

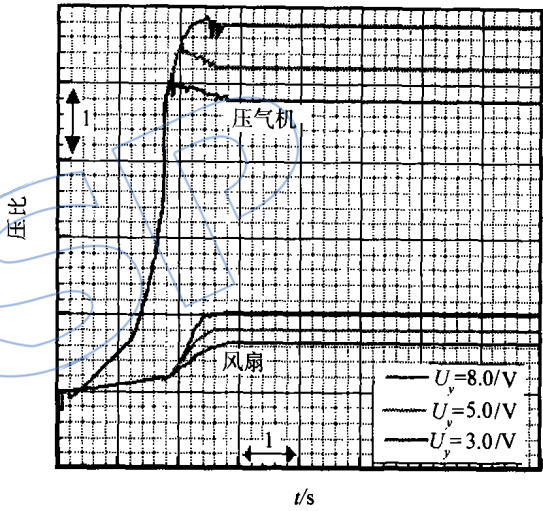


图 9 起动过程增压比随时间的变化

Fig 9 Pressure ratio variety during starting process

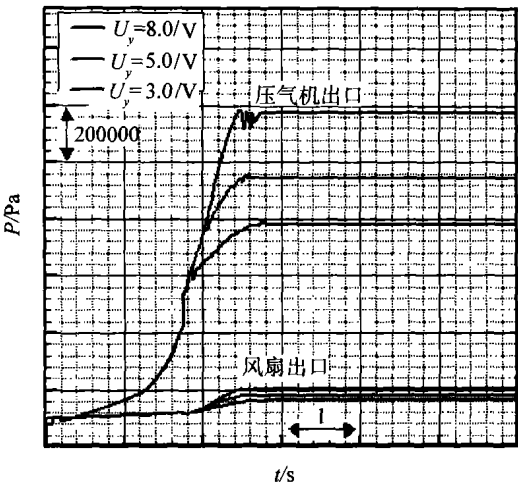


图 10 起动过程压力随时间的变化

Fig 10 Pressure variety during starting process

起动过程燃烧室工作稳定性进行了计算分析。图 11 给出了计算的燃烧室主燃区油气比和载荷系数的分布。可以看到,在起动的初始阶段,部分计算点分布在燃烧不稳定区域(在过于富油的不稳

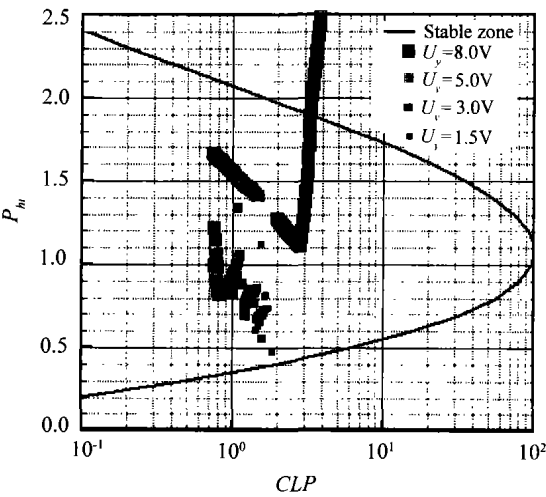


图 11 起动过程燃烧室稳定性分析  
Fig. 11 Combustor stability during starting process

定区域),根据计算结果分析,只有当转速大于 19 000 r/m in 时,燃烧室可以稳定燃烧。这里需要强调,由于本计算模型中近似假设主燃烧区空气流量为整个燃烧室空气流量的 1/4,而这个假设对于不同发动机,同一发动机不同工作状态是会有一些区别的,因此,得到的发动机稳定燃烧区会有

一定误差。

3 结 论

本论文发展了模拟涡扇发动机起动过程的数学物理模型,编制了数值仿真计算软件,并对某型涡扇发动机的起动过程进行了模拟,将计算结果和试验数据进行了对比,表明了建立的涡扇发动机起动过程数学模型的正确性。

利用该模型和计算机程序,可以计算分析飞行马赫数、飞行高度、攻角、侧滑角、大气温度以及不同起动方式对发动机起动可靠性和起动过程气动稳定性的影响,确定合理的起动条件,达到一次起动成功。

参考文献:

[1] Chappell M. An Approach to Modeling Continuous Turbine Engine Operation from Startup to Shutdown[R] AIAA 91 - 2373, 1991

[2] Sellers J F. DYNGEN - A program for Calculating Steady state and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines[R] NASA - TN - D - 7901, 1975

[3] French M W. Development of a Compact Real-Time Turbofan Engine Dynamic Simulation[R] SAE - 821401, 1982

[4] Pilidis P A. General Program for the Prediction of the Transient Performance of Gas Turbines[R] ASME - 85- GT - 209, 1985

[5] 马丁利 J D, 海泽 W H, 戴利 D H. 航空发动机设计[M] 侯志兴译 北京: 科学出版社, 1992