

# 基于 VC++ 的航空发动机数值仿真平台

吴 瑜, 于龙江, 朴 英

(清华大学航空航天学院, 北京 100084)

**摘 要:**为实现数字电子调节器研制过程中的半物理仿真,以发动机为建模对象,根据发动机的气动布局、各部件几何参数及由试验得到的部件特性,对每个部件建立了集总参数的气动热力学模型,并用 VC++ 语言实现。在建类时,充分考虑了各部件之间的独立性,及流入/流出部件的热力学、气动力学等参数的相关性,确保部件模型既能真实反映发动机部件的工作状况,又能有效地连接起来,得到可应用于发动机过渡态过程计算的整机模型。建立了用户友好的操作界面,计算结果表明该平台有很高的效率和精度。

**关键词:**航空发动机;数值仿真;过渡态计算

## Aero Engine Numerical Simulation Platform Based on VC++ Language

WU Yu, YU Long-jiang, PIAO Ying

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084)

**【Abstract】**In order to fulfill the semi-physical test of a digital engine controller, this paper develops aero-thermodynamic models of the engine's components using VC++ language according to the engine's aerodynamic arrangement, the geometry and the component's test characteristics. Thorough consideration is given to the independency of each component and the interaction of aero-thermodynamic parameters of flow-path components in process of constructing classes, to the extent that the component model can represent the real status of the engine working in transient process calculation as well as can be easily connected. Friendly user interface is developed. The simulation results show that the platform has good efficiency and precision.

**【Key words】**aero engine; numerical simulation; transient process calculation

### 1 概述

面向对象的程序设计思想主要包括 3 方面内容:封装,继承和多态<sup>[1-2]</sup>。VC++ 是一种面向对象的计算机语言,具有运行速度快、节约系统资源、易于扩展和维护等优点,已被广泛应用于航空发动机部件及系统的建模和仿真中。按照各部件的不同特点,分别建立相应的类及子类,有利于充分节约程序代码,实现部件的模块化和自由替代性。

封装提高了源程序的可读性和易维护性,所有数据变量的声明和赋值(包括界面和仿真计算)都集中在一个代码模块里实现。继承可以将各种相似部件抽象为部件的类,减少重复的代码,并提高程序的可维护性。例如,抽象出的“涡轮机械部件类”代表压气机、风扇和涡轮的所有共同功能,从这个类中可以派生出子类压气机、风扇和涡轮。多样性表现在每个部件的代码中均有不同的标示符,在仿真计算过程中,这些抽象的标示符可以代表所有不同的部件,并运行它们的代码,使其具有更强的可扩展性、易维护性和更好的用户界面。

本文利用 VC++ 的各种优点,实现了部件建模、应用函数建模,完成对航空发动机整机的系统仿真,考虑了燃气组分、实际气体效应、引气和冷却、变比热、不同雷诺数的影响,加入一维的燃烧室模型,并实现对各种燃料的选择。

与发动机稳态试车数据的对比验证了该模型的精度。利用与 MFC 相结合的方法,建立用户友好的仿真平台运行界面,在结果处理时,可以自动生成数据表格和图片。Windows

的用户可以容易地掌握该仿真平台的操作。

### 2 部件类的建立

仿真平台采用基于部件的 0 维数学建模,建立这种模型需要各个部件的稳态特性图,以及它们之间的气动力学、热力学关系<sup>[3]</sup>。以某型发动机作为建模对象,其各部件的试验数据较详尽,包括叶轮机械部件的压比-流量特性、压比-效率特性,非叶轮部件的总压恢复特性及效率特性等。考虑到发动机的气动布局、各部件的几何参数及上述由试验得到的部件特性,在 VC++ 中建类时先将发动机部件分为控制部件和流道部件,再将流道部件分为叶轮机械部件和非叶轮部件。

在这些父类的基础上,用继承的方法,对每个部件分别建类,以实现不同部件的详细物理描述和计算过程。这些类分别是进气道、风扇、压气机、外涵道、燃烧室、低压涡轮、高压涡轮、扩散器、混合室、加力燃烧室和喷管。

对于每个部件的模型而言,用于性能计算的空气和燃气的热力学状态参数,在与发动机轴相垂直的进出口截面上是平均处理的,而在部件内部则认为是线性变化的。每个部件的状态由 2 个~5 个参数及它们之间的关系来表征;这些参数包括空气(燃气)的气动力学和热力学状态,及转子转速、部件效率等,它们决定了该部件的工作点。

**作者简介:**吴 瑜(1981 - ),男,硕士研究生,主研方向:航空发动机系统建模与仿真;于龙江,博士研究生;朴 英,教授

**收稿日期:**2007-06-12 **E-mail:** yulongjiang00@gmail.com

系统内类的层次关系如图 1 所示。

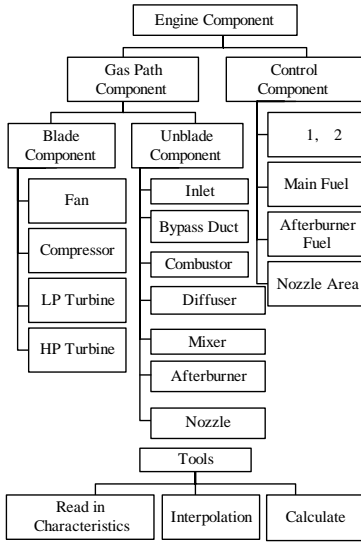


图 1 系统内类的层次关系

仅以压气机部件建模为例，说明平台里各个类的建立方法。与其他部件类似，压气机的数学模型被封装为类 Compressor。在 Compressor 中首先声明了一系列用来存储试验特性的数组以及与压气机工作状态有关的气动力学和热力学参数，同时定义了 3 个方法：ReadInCharacteristics, Initial 和 Run，它们被用于仿真计算过程的不同阶段。在计算开始时，仿真平台首先建立一个具体的 Compressor 对象，随后调用该 Compressor 对象的 ReadInCharacteristics 方法，该方法又通过读入一维、二维和三维数组的函数，将压气机的部件特性图读入内存，以提高随后的过渡态过程计算速度。其中特性图表以三维数组的形式储存于文档文件中。这种方法充分考虑了对用户而言的直观性和灵活性，用户可以按照平台制定的标准格式方便地对发动机的特性数据进行替换、扩展和修改。

由于发动机气路结构的复杂性(如连接前后部件的外涵道、空气提取以及冷却空气布局等)、高低压转子对前后部件的连接以及过渡态过程计算时迭代求取功率平衡等的需要，因此在当前时间节点上、流路上游部件的计算中会不可避免地用到前一个时间节点上该部件自身的一些参数或下游部件的一些参数。此外，部件内过程计算之前也需要一些详细的几何参数和设计点参数(如高压转子标准转速、压气机效率偏差等)。因此，在过渡态过程计算之前，必须对上述这些参数赋一个初始值，以保证计算过程能够很快收敛。在仿真平台的部件中定义了 Initial 方法，可以从预先设定的文档中获得这类参数的初值。

在 Compressor 的 Run 方法中建立了压气机气动热力学的计算流程。首先根据风扇出口总温  $T_{22}^*$  以及上一步计算(首次计算时是根据 Initial 方法)由高压涡轮部件模型得到的高压转子转速  $n_H$  求得相对换算转速

$$n_{H,cor,rel} = \frac{n_H}{0.8373 \times n_{H,std}} \sqrt{\frac{288.15}{T_{22}^*}} \quad (1)$$

由风扇出口总压  $p_{22}^*$  和上一步计算得到的压气机出口总压  $p_3^*$  计算压气机压比

$$\pi_2 = p_3^* / (p_{22}^* \sigma_{22}) \quad (2)$$

其中， $\sigma_{22}$  为中介机匣总压恢复系数，近似为常数。由式(1)和式(2)的计算结果以及控制模块给出的压气机进口导叶角度  $\varphi_2$ ，用三元线性插值的方法求出压气机换算流量和效率：

$$W_{a3,cor} = f(n_{H,cor,rel}, \pi_2, \varphi_2) \quad (3)$$

$$\eta_{2,cor} = f(n_{H,cor,rel}, \pi_2, \varphi_2) \quad (4)$$

并求出压气机流量：

$$W_{a3} = W_{a3,cor} \frac{p_{22}^*}{1.0332} \sqrt{\frac{288.15}{T_{22}^*}} \quad (5)$$

根据上一步计算得到的压气机出口总温  $T_3^*$ ，近似求出压气机内平均温度，并计算出压气机内空气的绝热系数：

$$k_2 = f\left(\frac{T_{22}^* + T_3^*}{2}, W_{a3}\right) \quad (6)$$

再根据热力学关系求出压气机出口总温：

$$T_3^* = T_{22}^* \left[ 1 + \frac{\pi_2^{(k_2-1)/k_2} - 1}{\eta_2} \right] \quad (7)$$

由  $T_3^*$  求出压气机出口空气的比焓，并根据风扇出口的比焓求出压气机功  $L_2$ ：

$$h_3 = f(T_3^*) \quad (8)$$

$$L_2 = 4.1889 \times W_{a3} (h_3 - h_{22}) \quad (9)$$

最后根据由线性插值得到的压气机喘振边界线上相应点的参数，计算出压气机的喘振裕度：

$$\left( \frac{\pi_2}{W_{a3,cor}} \right)_{surge} = f(n_{H,cor,rel}, \varphi_2) \quad (10)$$

$$\Delta_2 / 100 = \left( \frac{\pi_2}{W_{a3,cor}} \right)_{surge} / \left( \frac{\pi_2}{W_{a3,cor}} \right) - 1 \quad (11)$$

对控制系统，平台采取了与部件模型类似的建模方法，用类的形式封装起各个控制模块。不同之处在于在部件模型中进行的是气动力学计算，而在控制模块中是根据发动机的各部件参数，按照油门杆角度、大气环境和调节计划等，给出各个控制参数的值。5 个控制模块分别控制风扇进口导叶角度、压气机进口导叶角度、主燃烧室燃油流量、加力燃烧室燃油流量和喷口喉部截面面积。由于该仿真平台主要应用于电子控制器的调试，因此在对控制系统建模时详细考虑了接口上数字输入输出信号参数的互换性。控制系统的模型能够反映发动机的控制计划，使该模型能够验证发动机的过渡态工作过程。

图 2 显示了部件类的建立以及与其他通用函数、存档文件的相互调用关系。

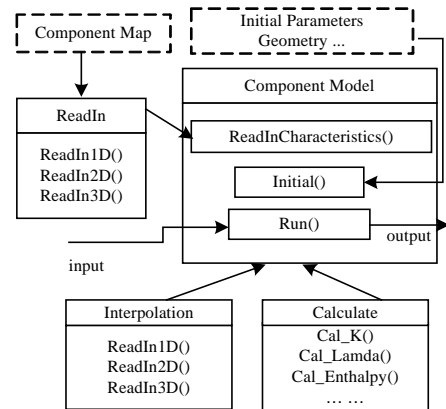


图 2 部件类的建立

将程序中反复用到的从文档中读入特性参数、线性插值、气动力学和热力学计算(包括由总温和油气比计算比焓、由速度系数求流量系数、由温度和油气比求比热等)等也用类的形式封装起来,便于调用,也有利于维护数据的封闭性。

### 3 计算思路

在仿真计算时,首先对各个部件建立具体的对象,将各个对象的特性参数读入并进行初始化。然后按照设定的时间、油门杆、大气状态、高度速度等参数,进行过渡态计算。计算时,各部件的对象依次排列,前一个部件的出口条件即为下一个部件的进口条件。发动机气动计算每完成一步之后,平台调用控制模块。需要注意,有些参数不会在经过该部件时发生变化,仅通过该部件传递下去,因此,下游部件(包括控制模块),可以用到所有上游部件在当前计算步长内的参数。

平台在进行过渡态过程计算时,需要微分方程中包含有时间导数。因此,在每一个时间步长里,得到的结果代表的是准静态的状态工作点。

由于发动机是一个整体,前后部件的共同工作是一种平衡关系,包括流量平衡、动量平衡、能量平衡。而且后面部件的状态会对前一个部件产生反作用,使整个系统处于耦合状态。通常,为求解系统的各个参数,需要解7个以上方程构成的非线性方程组。常用的解法有Newton-Raphson法、逆Broyden法等<sup>[3]</sup>。这些方法的使用造成了系统的复杂性,不利于部件的替换。本文采用一种简化的微分算法,保证了仿真精度并简化了系统求解的复杂度。图3显示了平台求解发动机整机过渡态过程的流程。

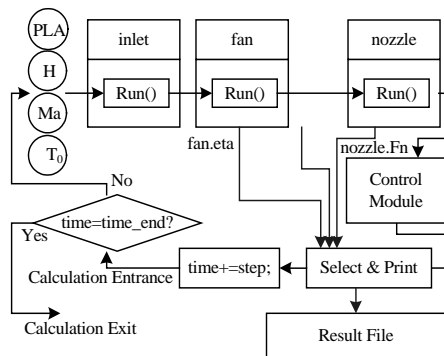


图3 过渡态过程计算流程

### 4 仿真结果

运用该仿真平台首先对发动机飞行包线内包括地面状态、高空大马赫状态、低空小马赫状态等12个稳态点进行了计算和模型校正,对所有稳态点最大误差的分析表明,该平台具有很高的计算精度,大偏差工况范围内,稳态误差小于3%,达到了应用于控制器半物理仿真试验的要求。

下面的算例验证了该平台可以完成发动机整机的过渡态过程仿真。图4显示了在 $H=1.1$  km,  $Ma=1.0$ 条件下,发动机工作状况随油门杆角度变化的动态响应过程,分别给出了低压转子转速、高压转子转速、发动机推力、耗油率和压气机喘振裕度随时间的变化过程。过渡态过程计算收敛速度快,在普通的PC机上能达到实时性,响应时间小于4 ms。

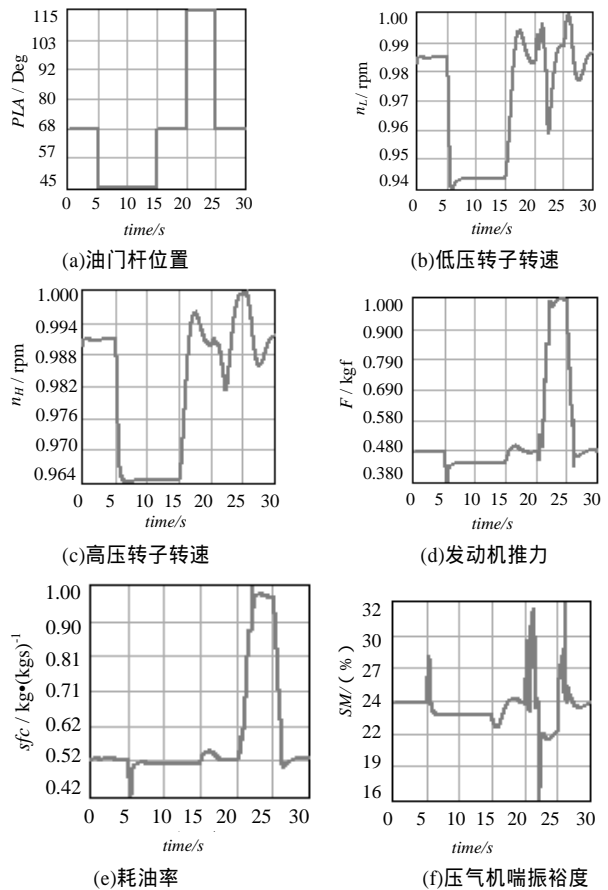


图4 仿真结果

由图4可以看出喘振裕度在加减速过程出现大规模的振荡,这说明加减速过程容易导致发动机进喘。该控制器始终保持喘振裕度维持在16%以上,验证了该控制器的控制算法和控制规律。

### 5 结束语

为使各个类的对象能够容易地实现连接、求解和替换,本文结合大量国内外系统仿真经验,采用了一种简化的微分算法,在不易收敛的涡轮部件内加入一个局部的小循环迭代求取功率平衡。该方法既保证了仿真精度,又有效简化了系统求解的复杂度,使每个时间步长之后,通过控制系统的调节,以微分增量的形式,能正确预测并求出发动机下一个时间节点内各参数的变化。该模型目前已经应用于该发动机的电子调节器研制的半物理仿真试验。

### 参考文献

- [1] 曹志松,于龙江,朴英.可扩展的推进系统仿真平台:部分I-工程模型构建[J].航空动力学报,2007,22(2):261-267.
- [2] 曹志松,于龙江,朴英.可扩展的推进系统仿真平台:部分II-可扩展的框架结构[J].航空动力学报,2007,22(2):268-273.
- [3] Sanghi V, Lakshmanan B K, Sundararajan V. Digital Simulator for Steady-state Performance Prediction of Military Turbofan Engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(1): 74-81.
- [4] Visser W P J, Broomhead M J. GSP 10 User Manual[Z]. 2004.
- [5] 廉小纯,吴虎.航空燃气轮机原理(下)[M].北京:国防工业出版社,2001.