

可扩展的燃气轮机仿真对象模型^{*}

海军工程学院 谢志武^{**}
上海交通大学 苏明 翁史烈

【摘要】 应用面向对象的分析与设计方法进行可扩展的燃气轮机仿真建模研究。将燃气轮机仿真的各种计算任务概括为部件计算、流路计算和系统状态计算三个层次,并在此基础上提出节点-连接器-部件模型,构造了一个部件模型、工质流程及仿真算法均可扩展的仿真类属框架,并通过一个三轴燃气轮机的容积效应法仿真验证了该模型的有效性和可扩展能力。

主题词: 燃气轮机 仿真 建立模型

分类号: TK47 TP31

1 前言

在简单循环燃气轮机的基础上,通过增删部件和改变工质流程可以得到各种以燃气轮机为核心的复杂动力装置。在这类装置的仿真建模中应用面向对象方法可以方便地重用已有的源代码,因而不仅加速了建模过程^[1-6],而且为构造通用的燃气轮机仿真软件奠定了基础^[6-8]。

面向对象方法的各种优越性最终都必须通过软件扩展来实现。对于燃气轮机仿真模型而言,需要扩展的不仅有部件和工质流程,而且还应该包括仿真算法。本文运用统一建模语言^[9](Unified Modeling Language,简称UML)及其建议软件开发过程对燃气轮机仿真问题进行了面向对象的分析、设计和实现,所获得的燃气轮机仿真模型在部件、工质流程以及仿真算法各方面都具有高度的可扩展能力。

2 可扩展的燃气轮机仿真类属层次结构

软件的可扩展能力首先表现在其类属层次结构上,只有高度概括的父类才有可能使不同特化层次的子类在其上扩展。

为概括各种燃气轮机仿真的共性,将燃气轮机仿真中的各种计算任务概括为既相互联系又有明确分工的三个层次:部件计算、流路计算和系统状态计算。其中,部件计算以单个部件的特性为依据,根据该部件的已知参数求解其他未知参数,如根据压气机的转速、压比求解流量和效率等。部件计算仅局限于单个部件内部而不涉及部件间的相互影响,何时进行哪个部件的计算由流路计算来控制。流路计算定义系统中各部件间的相互关系,规划部件计算的次序和参数传递方向,并掌握计算结束的判据。流路计算方法包括顺算法、逆算法^[10]、容积效应法^[11]等。流路计算结束时,系统中的所有部件均已求解且相互间满足一定条件,如顺

算法要求通流部分满足压力和流量平衡,而容积效应法则仅需压力平衡即可。系统状态计算从流路计算的结果中获得系统的动态信息,然后用欧拉法、龙格-库塔法或辛算法等数值积分方法求解系统的下一个状态。

三层次概括对稳态仿真和动态仿真同样适用。以牛顿-莱普生法为例,稳态仿真时有如下迭代公式:

$$\vec{X}_{k+1} = \vec{X}_k - \vec{J}^{-1}(\vec{E}, \vec{X}) \vec{E}_k$$

其中, $\vec{X}$ 是系统的状态变量, $\vec{E}_k$ 是残量。流路计算结束后先求残量 $\vec{E}_k$ 和 $\vec{J}$ 矩阵,然后对 $\vec{J}$ 求逆,就可由第 k 轮迭代的系统状态 $\vec{X}_k$ 解出残量更小的第 $(k+1)$ 轮系统状态 $\vec{X}_{k+1}$ 。上述计算虽然不包含时间因素,但与动态仿真中对右函数作数值积分一样,都是从流路计算的结果出发求解系统下一轮的状态,因而也属于系统状态计算。

燃气轮机仿真的三个层次是相互联系、相互依赖的。流路计算既控制部件计算的进行,其结果又是系统状态计算的依据,系统状态计算更为下一轮部件计算准备数据。因此,实际仿真计算时这三个层次的计算任务是交替进行的。

根据燃气轮机仿真的三层次概括可以构造一个仿真类属框架。首先为上述三个层次的仿真计算任务构造相应的抽象类,然后以他们为父类扩展出各种不同抽象层次的子类。例如,可以从部件类 Component 派生压气机类 Compressor,从流路计算类 GasPathCalc 派生容积效应类 VolumeEffCalc 或从系统状态计算类 SysStateCalc 派生欧拉法类 Euler 等等。图 1 是这个类属层次结构的 UML 表述,

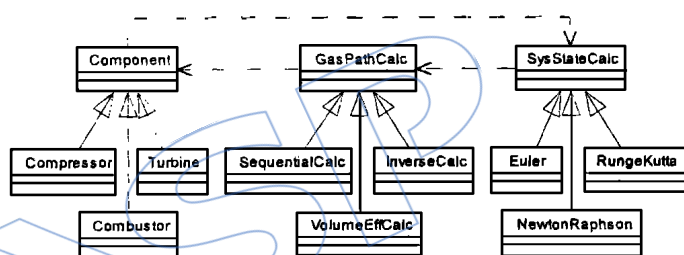


图 1 可扩展的燃气轮机仿真类属层次结构示意图

其中,目字形方框代表类,虚线箭头代表依赖关系,实线三角箭头代表继承关系。图 1 所示的类属层次框架为部件以及流路计算和系统状态计算方法扩展奠定了基础。下面详细介绍其中部件类的细节。

3 节点—连接器—部件模型

为了表达工质流程的变化,本文之前的各种燃气轮机对象模型都构造了工质流类。但是,工质流类的存在极大地限制了流路计算方法的扩展。图 2 给出了采用常规顺算法、逆算法

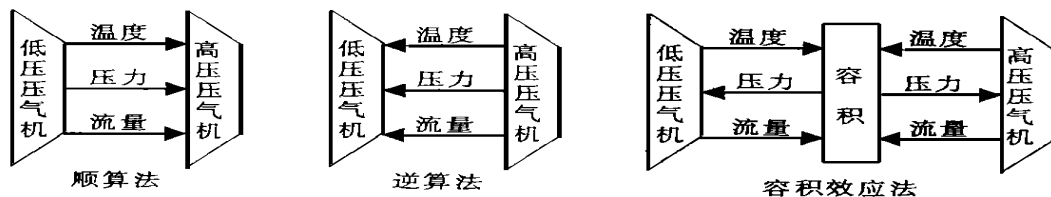


图 2 采用不同算法时高、低压压气机间的数据传递示意图

法^[10]及容积效应法^[11]时高、低压压气机间的各种数据的传递方向。尽管这 3 种数据传递方式有明显不同,但采用工质流类表达时,由于它同时封装了温度、压力和流量信息,因此难以

显式地表达上述差别。为了最大限度地提高模型的可扩展能力, 本文废弃了工质流类, 转而构造了一个更灵活多变的类属结构, 称为节点—连接器—部件模型。

首先对仿真中出现的各种物理量进行分类整理, 将相互间存在一一对应关系的各种变量合成一类。例如, 由于工质流的温度 t 、焓 h 、等压比热 c_p 、相对压力的自然对数 $\ln P_{ai0}$ 以及相对压力的自然对数对温度的导数 $d \ln P_{ai0}$ 间存在一一对应关系, 因此用一个流体温度类 $TFluidNode$ 来概括所有这些变量。若在仿真中需要传递某种工质的焓值, 则只需传递相应的 $TFluidNode$ 对象, 它会自动进行相应的数值转换。同理, 油气比 f 、摩尔燃料系数 β 、纯燃气在燃气中的摩尔成分 b 和纯燃气在燃气中的质量成分 b_m 之间的一一对应关系也可以用—个油气比类 $FNode$ 来概括。

为方便以后在系统中扩展新的物理量, 需要为上述各物理量构造一个公共父类, 称之为节点类 (Node)。节点类及其子类的关系见图 3, 其中 $Node$ 类的各子类自左至右分别代表转速对时间的导数、功率、流量、油气比、流体温度、压力、压力对时间的导数以及转速, 流体温度类 $TFluidNode$ 还派生出空气温度和纯燃气对空气温度的修正项两个子类。必要时, 还可以在此基础上继续扩展出其他物理量。

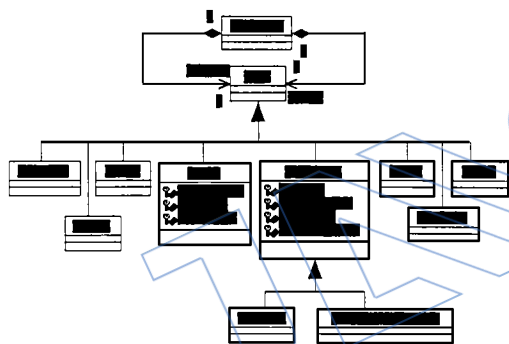


图3 节点类与连接器类示意图

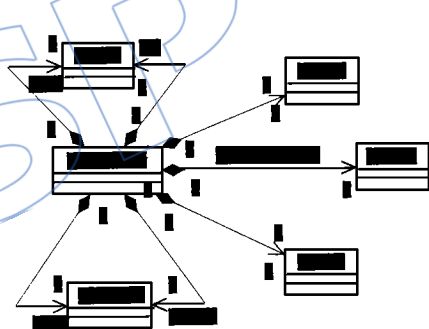


图4 压气机类包含的各种对象

接着建立各部件类与节点类之间的关系。如图4所示, 以压气机类为例, 它包含空气温度节点和压力节点对象各两个 (分别代表进、出口空气的温度和压力, 注意温度对象同时还隐含了焓、等压比热等信息) 以及流量、转速和功率节点对象各一个。UML 规定用实心菱形箭头表示值包含关系, 箭头上的文字标注和数字分别表示包含关系的名称和双方的数量。

各部件所包含的节点间要进行数据传递, 因此需要一个连接器类 (Connector) 来完成这一功能。连接器类和节点类的关系见图3, 其中的空心菱形箭头代表引用型包含关系。

在节点—连接器—部件模型中, 根据实际情况的不同, 一个真实部件可能需要由几个软件部件对象拼接起来, 其间的数数据联系也可能与实际的物理联系有所不同。图5是用容积效应法仿真时高、低压压气机模型的图形界面实例, 其中与部件相连的圆代表从属于该部件的各种节点, 而粗线箭头代表连接器。由于低压压气机存在泄漏, 因此增加了专门用于处理流量损耗的支管 (Manifold) 部件。注意到这里压气机与支管之间可以只交换流量信息而无须同时交换温度、压力信息, 而且容积效应部件与各压气机之间的温度、压力、流量信息也可以分取不同的传递方向, 因此就比用工质流类对象来传递数据的对象模型要灵活得多。在节点—连接器—部件模型中, 各种不同的工质流程和流路计算方法都可以借助连接器的不同设置而轻易实现。

图 5 容积效应法仿真时高、低压压气机模型的图形界面实例

需要说明的是,作为一种软件构造范式,面向对象方法仅仅改变仿真数学模型在计算机上的表达方式,却不会对原问题的逼真度和收敛特性造成任何影响。具体地说,仿真程序的逼真度取决于数学模型的精细程度,收敛特性则取决于与该数学模型相对应的包括流路计算方法和系统状态计算方法在内的数值求解方案。对一段传统的过程式仿真程序进行面向对象化改写,虽然会使程序结构和指令调用过程变得相对复杂,但它仍然遵循原有数学模型和算法所设定的计算任务和计算次序,因而计算结果必然与原程序完全相同。

另一方面,由于不同仿真问题可能提出不同的精度和速度要求,因而一个通用的燃气轮机仿真软件不仅需要具备为各种部件建立不同精度数学模型的能力,还必须能够对数值计算方法做相应调整。本文的仿真模型通过提供部件模型以及流路计算和系统状态计算方法上的可扩展能力保证了各种精度和速度要求的仿真任务都能在同一仿真软件环境内得以实现。

4 算 例

使用上述对象模型进行了某三轴燃气轮机动态性能仿真。仿真采用燃气轮机非线性数学模型^[12],各部件特性均已知,并且考虑了进排气压损、压气机抽气及涡轮冷却等因素。流路计算方法采用速度快、收敛性和稳定性均较好的容积效应法^[11],系统状态计算采用常用的欧拉法。采用UML进行面向对象的分析和设计,然后用C++语言编程实现。

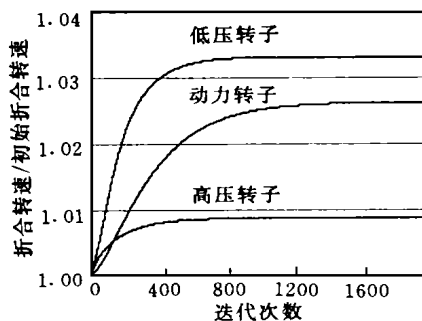


图 6 油量阶跃增时的转速响应

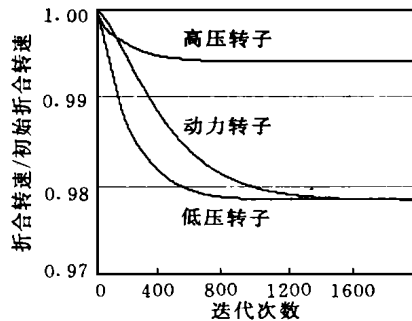


图 7 油量阶跃减时的转速响应

表 1 是从前述类属框架中扩展得到的各个类及其实例化后得到的对象。用这些对象可以拼接出系统的仿真模型。图 6 和图 7 给出了机组各转子转速对油量阶跃微扰的动态响应计算

结果,与常规过程式仿真的结果完全一致。仿真的时间步长设为 5 m s,在 Pentium II 233 M H z 微机上,每步计算耗时 3.5 m s,可以满足实时仿真的速度要求。

表 1 某三轴燃气轮机动态特性仿真的对象配置说明

对 象 名	所 属 类 名	简 要 说 明
lpc	SpeyL PC	Compressor 的子类,采用某机组低压压气机特性
hpc	SpeyHPC	Compressor 的子类,采用某机组高压压气机特性
hpt	SpeyHPT	Turbine 的子类,采用某机组高压涡轮特性
lpt	SpeyL PT	Turbine 的子类,采用某机组低压涡轮特性
pt	SpeyPT	Turbine 的子类,采用某机组动力涡轮特性
com	Combustor	
d1, d2, d3, d4	DuctDelta	Duct 的子类, Component 的孙类,压损为常数
m 1, m 2, m 3, m 4	M anifo ldGLC	M anifo ld 的子类, Component 的孙类,流量损失为常数
l1	Load	负荷, Component 的子类
v1, v2, v3, v4	V olume Inertia	容积惯性, Component 的子类
rh, rl, rp	Rotor Inertia	转子惯性, Component 的子类
c1~ c56	Connector	

5 结 论

本文以可扩展能力为中心,综合运用面向对象的分析和设计方法,以燃气轮机仿真三层次概括为依据,构造了一个可扩展的仿真类属框架。本文提出并实现了节点—连接器—部件模型,并通过算例验证了该模型的有效性和可扩展能力。本文的工作为快速有效地进行热力系统建模仿真开辟了新方向。

参 考 文 献

1 Heyen G, Murphy K, Marchio D, et al Dynamic Simulation and Control of Gas Turbine and Compressor System s Computers in Chemical Engineering, 1994, 18 (11/12): 1071- 1082

2 Ho P Y, Ng P S Object- O riented Approach to Gas Turbine Performance Computation A S M E Paper 96- GT- 165, 1996

3 Drummond C K, Follen G J, Putt C W. Gas Turbine System Simulation: An Object- O riented Approach. N A S A T M 106044, 1992

4 Drummond C K, Follen G J, Cannon M. Objected- O riented Technology for Compressor Simulation A I A A 94- 3095, 1994

5 Curlett B P, Felder J L. Object- O riented Approach for Gas Turbine Engine Simulation N A S A T M 106970, 1995

6 谢志武, 陈德来, 洪波 燃气轮机稳态性能仿真的面向对象设计与实现 上海交通大学学报, 1998, 32 (7): 58- 62

7 谢志武, 陈德来, 翁史烈 面向对象的燃气轮机仿真建模: 综述与展望 热能动力工程, 1998, 13 (5): 243- 246

8 谢志武 面向对象的燃气轮机仿真研究: [博士学位论文] 上海: 上海交通大学动力与能源工程学院涡轮机研究所, 1998

9 Rational Software Corporation UML Summary. Version 1. 1, 1997

10 Wang Y. A New Method of Predicting the Perfomance of Gas Turbine Engines A S M E Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1991, 113: 106- 111

11 苏明, 翁史烈 汽轮机系统仿真中一种容积环节仿真模型及其解 动力工程, 1998, 18 (2): 75- 78

12 翁史烈 燃气轮机性能分析 上海: 上海交通大学出版社, 1987: 87- 92

steady between stator and rotor and these rows can communicate via inter-row mixing plane. These reformative "mixing planes" introduce circumferential averaging of flow properties but preserve general radial variations. The circumferential disequilibrium in the same row is assured by using non-reflecting extrapolated boundary condition. In view of wide working temperature range in turbine stage, varying specific heat is applied in this method. The calculation instability resulted from inter-row mixing treatment is improved remarkably by using Riemann solver and lax-godunov in the case of small inter-row gap. The application of this method is illustrated for an axial high-pressure turbine stage in an aeroengine. The results show that this method not only is available but also reveals flow phenomenon in rows very well.

Key Words Turbines Three dimensional flow Numerical simulation
Computational methods

COUPLING OPTIMIZATION CALCULATION FOR AEROENGINE PERFORMANCE

Wang Xun, Zhang Shizheng, Cai Ruixian

(Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

Du Heling, Guo Xin (Chinese Gas Turbine Establishment, Jiangyou 610500)

ABSTRACT Coupling-Optimization Algorithm is comprised of coupling methods used in SPEY aeroengines and optimization method. This new method can be used to simulate the engine performance accurately on the basis of very limited engine test results even if its component characteristics are unknown. In addition, the component characteristics can also be inferred in the same time. This method has been used to simulate the performance of a turbofan engine and to infer its unknown component characteristics. The comparison of the results with the engine test data confirms the feasibility of the proposed method.

Key Words Coupling Optimization Aeroengine Performance

AN EXTENDABLE OBJECT MODEL FOR GAS TURBINE SIMULATION

Xie Zhiwu

(3rd Dept. Naval Academy of Engineering, Wuhan 430033)

Su Ming and Weng Shilie

(School of Power and Energy, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai)

ABSTRACT A generalized gas turbine simulation software must be not only capable of extending to new engine components and configuration, but also able to shift among different simulation algorithms. For this purpose the object-oriented analysis and design method is applied and the Unified Modeling Language (UML) is used. Different computational tasks of simulation are categorized and summarized into a 3-layer generalization: component calculation, gas path calculation, and system state calculation. Based on this generalization, a class framework is proposed and a Node-Connector-Component model is presented and analyzed. New components, gas path algorithms, and numerical integration methods can be extended from the appropriate base classes in the framework. New engine configura-

tion can be realized by connecting nodes in different components. A 3- shaft gas turbine engine's dynamic performance is simulated using an innovative gas path calculation method, the plenum algorithm. The extendability of the model is fully verified.

Key Words Gas turbines Simulation Models

INVESTIGATION OF HEAT TRANSFER IN LABYRINTH SEALS

Zhang Li, Liu Songling, You Shaokun, Xu Duchun

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT Heat transfer coefficients around labyrinth are the necessary boundary conditions and important parameters for the thermal analysis of construction in aircraft engines. Heat transfer experiments for straight- through conventional labyrinth, straight- through slant labyrinth and stepped conventional labyrinth are conducted under the conditions of different Reynolds numbers and gap widths. Effects of geometric and flow parameters on the heat transfer are considered physically. For the convenience of practical application, the relations are derived from the experimental data.

Key Words Labyrinth seals Tooth forms Heat transfer Experiments

LOCAL HEAT TRANSFER AND FLOW CHARACTERISTICS OF A ROTATING CAVITY WITH AN AXIAL FRINGE INLET AND A RADIAL OUTLET

Ding Shuiting, Tao Zhi, Xu Guoqiang, Qiu Xuguang

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT A turbine cooling configuration of an aero- engine was simplified into a rotating cavity with an axial fringe inlet and a radial outlet. The influences of rotating Reynolds number, cooling air Reynolds number and Grashoff number on the local heat transfer and flow characteristics were investigated experimentally. The results indicated that the local heat transfer coefficient on the edge of main disk rapidly increases with the increase of cooling air Reynolds number and rotating Reynolds number. The local heat transfer coefficient becomes negative near the center of the disk. The flow friction coefficient increases with the increase of the cooling air Reynolds number and decreases with the rotating Reynolds number.

Key Words Swirling Discs Heat transfer

AN EXPERIMENTAL STUDY ON OVERALL COOLING EFFECTIVENESS OF INCLINED MULTIHOLE PLATES

Li Bin and Hu Zhengyi (Gas Turbine Establishment, Jiangyou 610500)

Liu Yuzheng and Liu Gaoen

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT The overall cooling effectiveness of the inclined multihole plates