

文章编号: 1000-8055(2010)10-2372-07

航空发动机组态建模技术研究

陶金伟, 黄金泉, 周文祥

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 基于组态的方法设计了航空发动机部件模型库、仿真实时数据库以及前台组态系统和后台运行管理系统, 构建航空发动机组态建模平台, 并在此平台上实现了多种结构发动机模型的稳态仿真和瞬态仿真, 其结果达到了一定精度, 验证了航空发动机组态建模技术的可用性。

关 键 词: 航空发动机; 组态; 组件模型库; 实时数据库; 建模仿真

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Research of configuration modeling technology for aero-engines

TAO Jin-wei, HUANG Jin-quan, ZHOU Wen-xiang

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A component model library, a real-time simulation database, a foreground configuration system and background operating system were designed to establish the aero-engine configuration modeling platform. Steady and transient simulations of variable kinds of aero-engines were successfully conducted on the platform. The results of good precision verify the feasibility for aero-engine configuration modeling technology.

Key words: aero-engine; configuration modeling; component model library; realtime database; modeling and simulation

航空发动机模型在航空发动机设计、性能分析、健康管理以及控制系统研制中都发挥着关键作用, 能够缩短其研制周期、节约研制成本、减小试车危险等。自上世纪 50 年代至今, 航空发动机模型已经历了从过程化建模与仿真到面向对象建模与仿真的发展过程^[1-3]。航空发动机建模的最新发展趋势是, 将来的发动机建模要求能灵活地用标准模型元件生成完整的模型, 并且发动机模型应该能与其他独立的子系统连接^[4]。

组态(configuration)的含义是使用软件工具对计算机及软件的各种资源进行配置, 达到使计算机或软件按照预先设置, 自动执行特定任务, 满足使用者要求的目的^[5]。组态建模是用户利用友好的开发界面通过组态方式(而不是编程方式),

选择、配置、装配和使用那些封装好的、可替换的功能模块, 快速灵活搭建任意合理结构的发动机模型进行仿真。它继承了早期面向对象技术的封装和模块化的思想, 具有可重用性、可替换性、可维护性、面向最终用户, 因此是一种高效灵活的建模方法, 可创建高质量的发动机仿真模型。因此, 组态建模技术是航空发动机建模仿真技术最新研究方向。

本文基于组件技术开发航空发动机部件模型库, 并在此基础建立了可视化的航空发动机组态建模平台。该平台可通过拖放和简单设置构建用户所需的结构航空发动机模型, 并进行稳态和瞬态仿真计算, 具有简单、灵活、通用性强, 部件模型具有很高的扩展性、可维护性。

收稿日期: 2009-09-03; 修订日期: 2010-01-26

作者简介: 陶金伟(1985-), 男, 江苏南京人, 硕士生, 主要从事航空发动机建模和仿真研究。

1 发动机组态建模平台

航空发动机组态建模软件由系统开发环境和运行环境两大部分构成. 系统开发环境是用户生成仿真系统的工作环境, 用户在系统开发环境中完成整机模型的组建、部件特性及设计点参数的输入等, 最终生成图形目标应用系统, 供系统运行

环境调用. 已建成的系统连同设置的参数一起可保存为一个项目文件, 方便下次仿真时调用. 在系统运行环境中, 仿真系统被装入计算机内存并投入实时运行, 进行稳态仿真或者瞬态仿真. 该组态建模系统包括部件模型库、图形界面系统、运行管理系统、数据库系统, 其结构如图 1 所示.

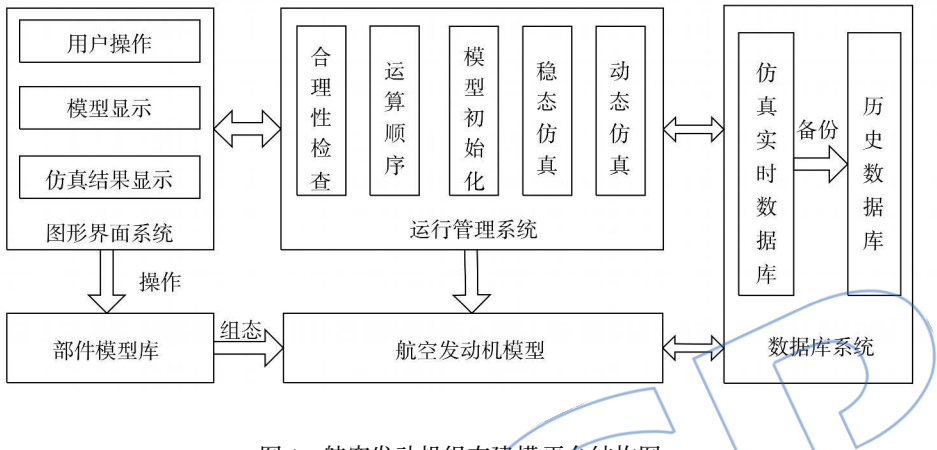


图 1 航空发动机组态建模平台结构图
Fig. 1 Architecture of aeror engine configuration modeling platform

2 航空发动机部件模型库设计

文献[6]中采用面向对象的方法建立了涡扇发动机性能仿真类库, 具有数据封装、继承、重用等特点. 但是, 面向对象方法是受限于使用平台上的一种技术, 并没有发展互操作性技术, 而主要关注单一系统的开发, 不能解决可移植性问题; 它只解决了整个软件制造周期中的设计和开发问题, 没有解决部署和即插即用问题; 它是服务于功能开发人员的, 而不是最终用户. 组件技术(COM) 是面向对象技术的最新发展, 它具有开放性、灵活性、安全性和透明性等特点, 它能将复杂的系统软件设计成为一个由许多个小的、功能单一的组件对象, 每个组件都通过标准的接口同其他组件交流, 可以轻易地用相同接口的新组件来替代原有组件, 在不必重新编译整个系统的情况下实现系统的升级, 实现了即插即用, 极大实现了系统的扩展, 并缩短了软件的开发周期^[7]. 因此, 组件技术是一种高效灵活的开发方法. 本文采用基于 COM 的开发方法设计了航空发动机部件模型, 构成了航空发动机部件库.

2.1 部件模型的设计

部件模型的主要功能是: 根据部件特性由转

速、压比插值计算流量、效率, 经过计算得到出口总压、总温、流量、功率等典型气动热力参数, 或根据部件各自的特点完成各部件内部的数值计算, 并将计算结果传给下一个组件模型的进口, 其结构如图 2 所示. 它是构成发动机模型的基本单元, 它直接影响到整个发动机模型.

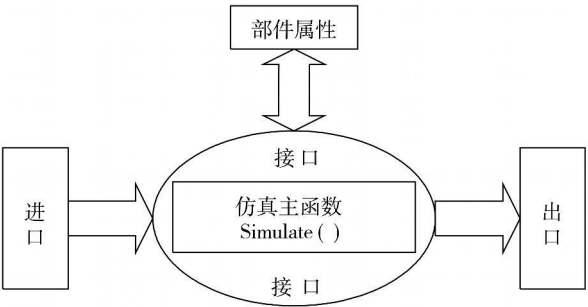


图 2 部件模型结构图
Fig. 2 Architecture of component model

常见的发动机部件有: 进气道、风扇、外涵道、低压压气机、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、中压涡轮、低压涡轮、混合室、加力燃烧室、流道、尾喷管、起动机等. 考虑到有关部件的相似性, 将高、中、低压涡轮合并为涡轮, 由于建立稳态模型时不用转子动力学特性, 只利用涡轮功率与风扇或

压气机功率,而建立动态模型会用到转子动力学特性,为了保证稳态和动态模型使用相同的部件,将转子动力学特性封装在涡轮部件中.燃烧室和加力燃烧室合并为燃烧室.高、低压压气机合并为压气机.风扇和高、低压压气机也很相似,但是考虑到风扇部件的计算有时采用叶尖特性和叶根特性分别进行,而高、低压压气机一般只采用叶根特性,因此将其分开考虑.最后将常见的发动机部件合并为八种:进气道、风扇、压气机、燃烧室、涡轮、混合器、外涵和尾喷管^[8].

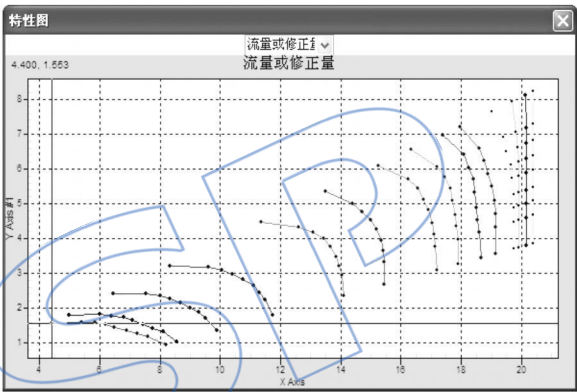
本文采用 Visual C++ 提供的动态模板库 (active template library, 简称 ATL) 来开发航空发动机部件组件模型.根据 COM 的规范,客户程序通过接口调用组件的功能.接口是包含了一组函数的数据结构,这些函数是组件对象暴露出来的信息,客户程序即通过它们获得组件对象服务.本文为每个部件模型设计了一个接口,如 IFan (风扇),ITurb (涡轮) 等,所有的接口具有相同的结构,即有相同的接口函数: Initial(), Simulate(), ShowPPG(), GetValue(), SetValue(). 其功能分别是,初始化组件、部件运行、显示部件属性页、获得参数值、设置部件值.其中 GetValue, SetValue 是用来组件模型与属性页交换数据设计的.最终组件模型以动态链接库 (dynamic link library, 简称 dll) 的形式存在,每个接口都由一个 128 位的唯一标示符 (globally unique identifier 简称, GUID) 来标识,并将相关信息写入注册表中.调用时只要通过该 GUID 即可创建组件模型的对象.此外,用户可对单个部件模型进行修改,只需将单个模型修改后的 dll 文件放入系统中,不需要重新编译整个用户平台,具有很高的扩展性和可维护性.

2.2 部件模型实例

以下以压气机为例阐述部件模型的设计过程.压气机进口参数有:总温 T_{in} , 总压 p_{in} , 流量 W_{in} 等,出口参数包括出口总温 T_{out} 、总压 p_{out} 、流量 W_{out} 和功率 N_c 等,部件属性参数包括实际转速 n ,实际压比 π ,设计转速 n_d ,设计流量 W_d ,设计压比 π_d 等.其热力学计算过程具体参见文献 [8-9].部件属性参数通过调用属性页来设置,包括部件特性读取,设置设计点参数、冷却引气设置、放气设置、部件性能退化设置以及输出选项,图 3 是某压气机部件属性页和特性图.



(a) 压气机属性页实例图



(b) 压气机特性图

图 3 压气机设计点参数属性页

Fig. 3 Property page of a compressor model

3 仿真数据库系统设计

3.1 实时数据库系统

航空发动机模型仿真运行过程中会产生大量的数据,包括部件属性、部件状态等,如果为部件模型的每个参数都设计接口,将会产生大量的冗余接口,操作时很容易产生混乱,同时不能保证部件模型接口的统一性.因此本文提出采用实时内存数据库作为整个模型系统数据处理、数据组织和管理的核心.实时数据库系统是一个可实际运行的,按照数据方式存储、维护和向应用程序提供数据或信息支持的系统,是存储介质、处理对象和管理系统的集合体.各部件运行时产生的数据全部存储于实时数据库中,部件与部件之间的数据交换完全是通过实时数据库来完成的.

后续部件只需知道进口数据在实时数据库中的存储位置,而不需知道前续到底是什么部件.因

此, 实时数据是支撑整个模型系统的核心。

建立数据对象模型, 将发动机模型各个特征截面抽象为数据点, 每个点中包含流量、温度、压力等属性数据, 整个发动机数据对象模型就是一系列包含若干数据的离散点组成。这样就可以建立一个数据库关系模型。每个特征截面对应一个数据表, 以截面唯一的标号作为建制标识, 数据表单中的每个属性对应以数据项目, 以属性名称标识, 其结构如图 4 所示。该实时数据库系统的操作有初始化、插入数据表、删除数据表、插入数据项、查找数据项、更新数据项、删除数据项。

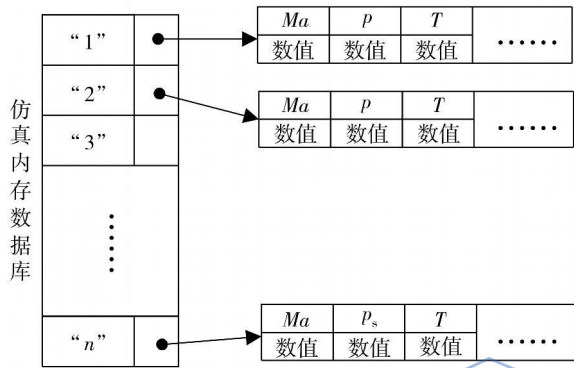


图 4 仿真实时数据库结构图

Fig. 4 Architecture of real time database

由于模型仿真运行时需要进行频繁的数据交换, 尤其实时瞬态仿真必须在一定时间内完成, 而文件中访问数据耗时较长(单次 10ms 以上), 不能符合仿真要求。本文采用 MFC 自带的模板类 CMap 来建立索引。CMap 是一个哈希表模板记录集, 可以提高查找速度。同时, 整个数据库对象存储于内存中, 随机访问, 耗时几乎为零, 可以保证实时性。

3.2 历史数据库系统

实时数据库中的数据每次运行都是在改变的, 用户需要备份实时数据以用于发动机性能分析, 健康管理等方面。而实时数据库存储了发动机瞬态各特征截面所有数据, 而用户所关心的只是部分参数, 用户可以根据需要设置各个部件属性页中的输出选项, 选择所关心的数据项。模型运行时每个瞬态计算完成, 会根据用户所选择的数据项将对的瞬态数据存入历史数据库缓存中, 模型运行结束时将所有运行数据写入历史数据库文件。

4 航空发动机模型的组态

4.1 模型结构组态

本文基于 MFC 设计了航空发动机组态建模软件平台 (aero engine configuration modeling platform, 简称 ACMP), 如图 5 所示。通过该平台, 建立航空发动机模型实际上变成一个组态的过程。通过将部件库中的部件拖拽至图 5 右侧的模型构建区, 即可调用组件模型生成相应的组件模型, 动态产生部件模型对象。通过双击部件图标可以调出如图 3(a) 的部件属性页, 对部件参数进行设置。部件模型对象通过带有端口的方块表示, 图 5 中部件图标外侧的方块即表示部件模型的连接端口, 端口处的数字表示该端口的标号。从部件模型图标的出端口中可以引出带箭头的线, 可以直接与其他部件的进端口连接。这些带箭头的折线表示发动机的主要气路连接及流向。用户通过拖放等简单操作即可搭建航空发动机模型。图 5 中所连接的就是一个双转子混合排气涡轮发动机模型。采用这种方法可以轻松搭建多种航空发动机, 而不需要编码。

4.2 模型检查

对于通过以上方法组态出的模型必须进行合理性检查, 以保证其连接完整、结构合理。其检查包括: ①完整性检查。所有部件端口必须有连接线, 所有连接线两端必须连接部件, 保证气路连续。②合理性检查。根据常见发动机结构分析制定以下约束条件: 有且只有一个进气道部件; 必须至少含有一个以下部件: 压气机(或风扇)、燃烧室、涡轮、尾喷管; 压气机以前部件不能是燃烧室、涡轮、混合室或尾喷管; 存在混合室部件时, 必须含有风扇部件。完成以上合理性检查后, 若符合以上规则, 平台根据部件信息判断发动机的结构类型, 如图 5 中构建的模型的检查结果是双轴混排涡轮; 模型未能通过检查, 平台提示用户模型连接错误。由于用户组态出的模型结构是不确定的, 必须对模型进行分析, 按照发动机气路流向确定部件模型运算顺序。本文设计了模型计算顺序算法如下:

- 1) 从进气道开始计算, 然后转入后继部件;
- 2) 遇到风扇部件, 将风扇外涵出口所连接上侧部件压入预先设置的栈中, 然后计算内涵后继部件;

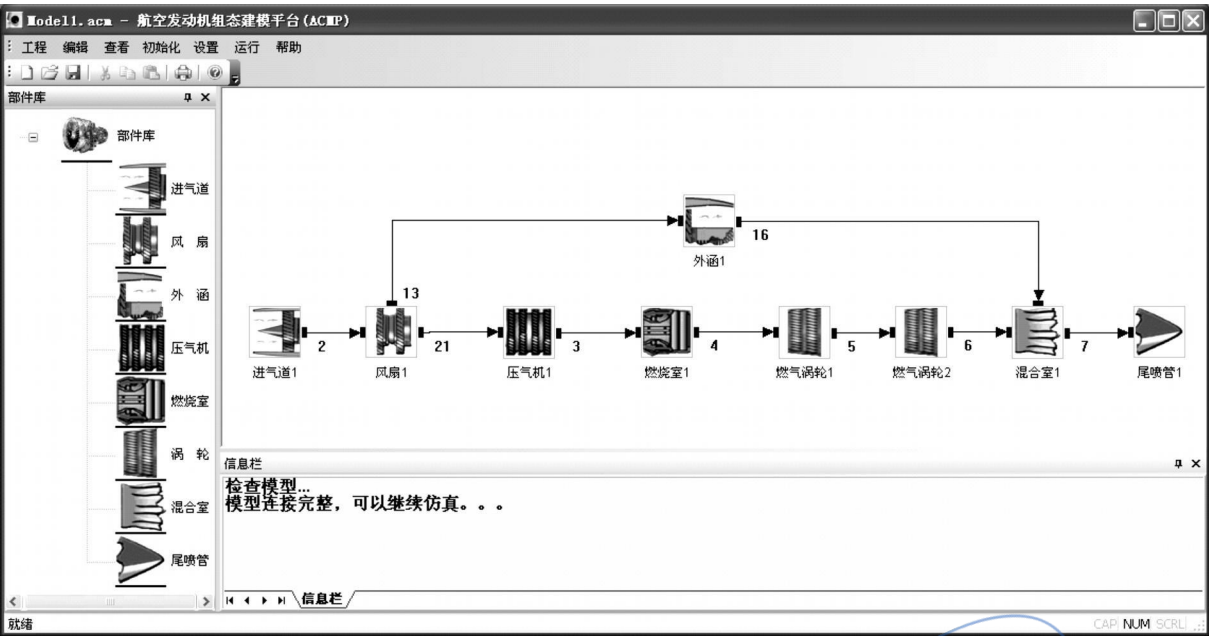


图 5 航空发动机组态建模软件平台

Fig. 5 Aero engine configuration modeling platform

3) 遇到混合室, 首先从栈中弹出一个部件, 从该部件开始计算直到混合室, 然后计算混合室, 完成后转入后继部件;

4) 遇到尾喷管, 首先完成尾喷管计算, 然后检查栈中是否为空, 若为空, 所有部件计算完毕, 否则从栈中弹出部件, 继续计算;

5) 其他部件, 按照顺序计算.

通过以上算法, 可以将用户组态的任意合理发动机模型中所有部件按照一定顺序排列, 将其指针存入数组中保存, 模型运行时即可按照数组顺序调用部件模型, 即可完成该模型的所有气路计算. 该方法可以实现组态模型的通用性.

4.3 模型初始化

模型运行之前必须对各个部件进行初始化, 检查各个部件模型参数设置是否完整、读入特性文件、转轴连接、记录各个部件信息以及组态仿真实时数据库, 为模型进行稳态仿真、瞬态仿真做好准备. 模型初始化时, 按照模型部件计算顺序调用每个部件模型的 Initial 方法进行初始化. 部件主要参数是通过部件属性页进行设置, 初始化时, 对各部件的各个参数进行逻辑检查. 部件特性以数据文件的形式通过部件属性页载入, 初始化时读入文件数据验证数据文件有效性, 并根据设计点参数对特性数据进行设计点匹配, 获得特性修正系数. 由于转轴模型封装在涡轮部件中, 转轴与旋

转部件的机械连接是通过部件的转轴名称来连接的, 即相同名称的转轴表示两个部件机械连接. 初始化时, 须对连接进行完整性、合理性检查. 在初始化同时, 部件的主要信息被记录保存, 如部件名称、进出口标号、部件设计参数、特性文件路径等. 在各个部件初始化完成后, 进行实时数据库组态, 根据各个部件的特征截面的标号向实时数据库中添加数据表, 再向各个数据表中添加数据项, 完成结构如图 4 的实时数据库组态.

5 模型仿真

5.1 稳态仿真

在完成模型组态后, 可进行发动机模型的仿真运行. 发动机稳态模型的求解实际上是对一组非线性方程组的求解. 非线性方程有确定解的条件是待求向量的维数和方程个数相等. 对于不同结构的发动机模型, 其求解所需要的待求变量和求解平衡方程是各不相同的. 为了使该模型能够对任意合理结构发动机进行仿真, 该仿真平台能够根据用户搭建的模型所包含的部件信息组态出待求向量和求解平衡方程. 本文分析常见发动机模型(涡喷和涡扇)的待求变量和求解平衡方程的组成, 提出根据模型部件组成自动组态的方法.

待求变量为旋转部件(风扇、压气机、涡轮)的转速和压比(或工作点系数), 因此可以根据旋转

部件的个数来确定待求变量的个数. 考虑到可能低压压气机和中压压气机可能连接在同一个转轴, 待求转速个数必须由涡轮的个数确定, 其他每个旋转部件对应一个待求压比.

求解航空发动机模型所需的平衡方程包括流量平衡、静压平衡和功率平衡. 根据常见模型分析, 包含流量平衡的部件为高压压气机、涡轮、尾喷管, 包含静压平衡的部件为混合室, 包含功率平衡的部件为涡轮(涡轮包含转轴模型). 其中, 高压压气机包含流量平衡的条件是该压气机前续部件也为压气机(非风扇). 本文将这些平衡方程封装在相应的部件中, 当用户组态的模型结构一定时, 其非线性方程组也唯一确定.

模型运行时, 按照部件运算顺序收集各个部件的平衡方程残差. 模型稳态求解器采用 Newton-Raphson 方法, 根据待求变量猜值和方程残差自动更新待求向量直至平衡^[10]. 仿真结果以数据表格形式将用户所选定的数据项显示出来.

利用航空发动机组态建模平台(ACMP), 本文搭建了多种结构的航空发动机模型进行仿真, 将采用 ACMP 平台仿真结果与采用文献[11]中所述的 GSP 软件中相同模型的稳态仿真结果进行比较. 图 6 为某双轴涡扇模型在两种平台上高压转速随供油量改变比较. 由于 GSP 软件只提供慢车以上的特性, 本文只对所构建模型进行部分状态方针, ACMP 和 GSP 两种平台下仿真的模型采用相同的设计点参数. 从图中可见, ACMP

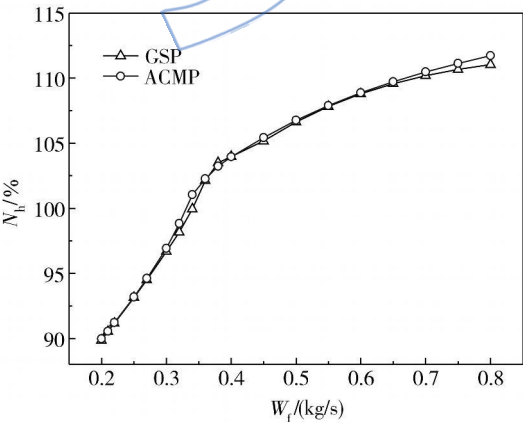


图 6 某涡扇模型高压转速 ACMP 与 GSP 稳态仿真结果

Fig. 6 Steady simulation results of a two-spool turbofan aerodynamic engine model using ACMP and GSP

所构建模型的仿真结果与国外成熟仿真软件结果对于误差小于 1%, 该稳态模型达到了较高的仿真精度.

5.2 瞬态仿真

发动机处于过渡态时, 忽略容积惯性和热惯性, 流量连续条件和静压平衡条件仍然满足. 涡轮输出功和压气机(或风扇)消耗的功不再平衡, 其关系可以用转子动力学微分方程表示

$$\frac{dn}{dt} = \left(\frac{30}{\pi}\right)^2 \frac{1}{n} \frac{1}{J} (N_t \eta_m - N_c)$$

其中 n 表示转速, dt 表示表示仿真步长, J 表示转子转动惯量, N_t 表示涡轮输出功, N_c 表示消耗功, η_m 表示转子机械效率. 该方程是一阶常微分方程, 本文采用改进的欧拉法求解, 可以得出该时刻转速. 剩余的待求变量个数和平衡方程个数仍然相等, 通过 Newton-Raphson 方法, 迭代可以求出其余待求向量, 即完成该时刻的瞬态计算, 然后转入下一时刻计算^[12]. 瞬态仿真时, 首先根据所给的起始条件进行单点稳态仿真, 其结果作为瞬态仿真的起始点. 本文对 5.1 节中所述的双轴涡扇发动机进行了瞬态仿真, 并与 GSP 仿真结果比较, 其结果如图 7 所示, 相对误差小于 1%, 说明该模型具有较好的仿真精度.

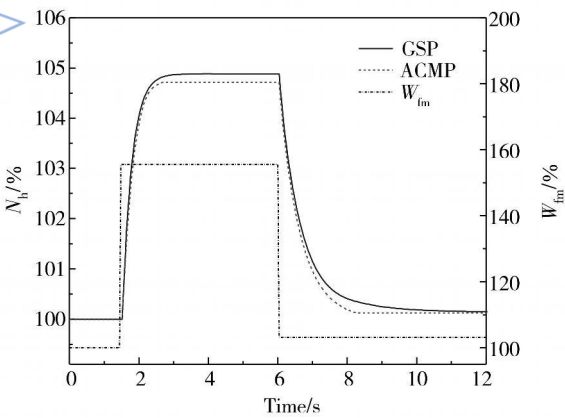


图 7 某涡扇发动机瞬态仿真结果

Fig. 7 Transient simulation results of a two-spool turbofan

6 结 论

本文建立了航空发动机组态建模平台, 通过该平台用户可以快捷灵活的建立任意合理结构航空发动机模型. 仿真表明这种方法建立的模型, 具有实现方便、通用性强、可扩展性强、易维护等优点, 验证了组态建模技术在航空发动机仿真领域

的可用性.

参考文献:

- [1] 黄家骧,冯国泰. 航空发动机特性仿真技术的进展与展望[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 345-351.
HUANG Jiazhou, FENG Guotai. Development and expectation of performance simulation in aviation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 345-351. (in Chinese)
- [2] 窦建平, 黄金泉, 周文祥. 基于 UML 的航空发动机仿真建模研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 684-688.
DOU Jianping, HUANG Jinquan, ZHOU Wenxiang. Research of aeroengine modeling based on UML[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 684-688. (in Chinese)
- [3] 孙龙飞, 孙健国, 张海波. 航空发动机组件化建模技术[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2368-2371.
SUN Longfei, SUN Jianguo, ZHANG Haibo. Software componentization modeling for aero engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2368-2371. (in Chinese)
- [4] RTOA-VT-018. Performance prediction and simulation of gas turbine engine operation[R]. Canada: St. Joseph Ottawa/Hull, 2002.
- [5] 马国华. 监控组态软件及其应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2001.
- [6] 周文祥, 黄金泉, 窦建平, 等. 面向对象的涡扇发动机及控制系统仿真平台[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 119-225.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan, DOU Jianping, et al. Object oriented simulation platform for turbofan engine and its control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 119-225. (in Chinese)
- [7] 潘爱民. COM 原理与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 1999.
- [8] 姚祖明. 基于构件的航空发动机建模技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
YAO Zuming. Component based modeling for aero engines[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [9] Reed J A, Afjeh A A. Computational simulation of gas turbines: Part I - Foundations of component based models[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2000, 12(2): 366-376.
- [10] 夏飞, 黄金泉. 基于 MATLAB/SIMULINK 的航空发动机建模技术研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(12): 2134-2138.
XIA Fei, HUANG Jinquan. Modeling and simulation research on turbofan engine based on MATLAB/SIMULINK[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(12): 2134-2138. (in Chinese)
- [11] Visser W P J, Broomhead M J. GSP, a generic object-oriented gas turbine simulation environment[R]. ASME-2000-GT-0002, 2000.
- [12] Daniele C J, Susan M, Krosel S M, et al. Digital computer program for generating dynamic turbofan engine models (DIGTEM) [R]. Ohio: Lewis Research Center, NASA-TM-833446, 1983.