基于流体网络拓扑的航空发动机及燃气轮机 整机性能建模方法

郑培英¹,齐 野²,刘家兴¹,钟易成³ (1.中国航发沈阳发动机研究所,沈阳 110015;2.空军装备部驻沈阳地区第三代表室,沈阳 110042; 3.南京航空航天大学 能源与动力学院,南京 210016)

摘要:为了快速、灵活、自由地搭建航空发动机及燃气轮机不同构型整机性能仿真模型,提出了一种基于流体网络拓扑的发动 机整机性能仿真模型方案。从发动机部件及整机性能模型建模基本原理出发,在现有面向对象的部件性能建模及通用仿真系统 总体框架基础上,采用迭代变量和平衡方程组与发动机部件模型和部件模型计算顺序相关联技术,建立了适用于不同航空发动机和 燃气轮机类型的稳态性能仿真模型,并将该模型计算结果与成熟的商用仿真软件计算结果进行了对比分析。结果表明:该方案、模 型可以实现发动机计算模型/拓扑自动构建,以及迭代变量与平衡方程组自动构建,提高了仿真系统的适用性。

关键词:航空发动机;燃气轮机;性能仿真;流体网络拓扑

中图分类号: V231.3 文献标识码: A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2023.05.003

Modeling Method of Engine Performance for Aeroengine and Gas Turbine Based on Fluid Network Topology

ZHENG Pei-ying¹, QI Ye², LIU Jia-xing¹, ZHONG Yi-cheng³

(1. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China;

2.Shenyang Area 3rd Military Representative Room of Air Force Equipment Department, Shenyang 110042, China;

3. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: In order to quickly, flexibly, and freely build performance simulation models of aeroengines and gas turbines with different configurations, a general simulation model scheme for engine overall performance based on fluid network topology was proposed. Starting from the basic principle of performance modeling of engine components and whole engine, and based on the existing object-oriented component performance modeling and general simulation system framework, by using the iterative parameter vectors and balance equations to associate engine component models and component model calculation sequences, a set of steady-state performance simulation models suitable for different types of aeroengines and gas turbines were established, and the calculation results of these model were compared and analyzed with those of mature commercial simulation software. The results show that the scheme and model can achieve automatic construction of engine calculation models/topologies, as well as the automatic construction of iterative variables and balance equations, solving the key problem of building a modular engine performance simulation model freely and improving the applicability of the simulation system.

Key words: aeroengine; gas turbine; performance simulation; fluid network topology

0 引言

航空发动机及燃气轮机的设计,过去主要依靠不 断进行试验和试错来改进,从而优化其性能。随着仿 真技术的迅速发展,正在分步骤地从"试验设计"向 "预测设计"转变。近几十年来的实践证明,整机性能 仿真是降低发动机研发费用、缩短研制周期的重要手 段。综合考虑F100、F404、F414、F119、T700、PT6等

收稿日期:2023-06-17 基金项目:航空动力基础研究项目资助 作者简介:郑培英(1977),女,硕士,高级工程师。

引用格式:郑培英,齐野,刘家兴,等.基于流体网络拓扑的航空发动机及燃气轮机整机性能建模方法[J].航空发动机,2023,49(5):22-28.ZHENG Peiying, QI Ye, LIU Jiaxing, et al. Modeling method of engine performance for aeroengine and gas turbine based on fluid network topology[J]. Aeroengine, 2023,49(5):22-28. 系列发动机的研制情况,采用先进的设计仿真工具, 可使总试验时数减少约30%,研制经费降低幅度高达 50%^[1]。北约科学技术组织应用车辆技术小组曾针对 航空发动机整机性能仿真趋势和用户要求进行了一 项国际调查,得到的结果是未来的发动机整机性能仿 真模型要采用标准模型库,方便用户自由建模组建所 要仿真的发动机类型^[2]。由于航空发动机及燃气轮 机同属于燃气涡轮发动机,其组成部件的工作原理相 同,因此,如何建立一种通用的性能仿真模型,对今后 发动机仿真技术的发展具有重要推动作用^[3]。

针对航空发动机整机性能仿真技术,国内外学者 开展了相关研究工作。其中较早采用面向对象思想 开发的航空发动机数值模拟平台包括涡扇发动机仿 真系统(Turbofan Engine Simulation System, TESS)^[4-5] 和燃气涡轮发动机仿真⁶(Java-based Gas Turbine Simulator, JGTS)。TESS平台能够利用各模块组建出 多种结构的发动机整机数学模型,同时人机交互界面 较友好;JGTS采用面向对象技术,通过鼠标点击可以 轻松实现发动机模型构建、模拟参数设置和数值计 算。目前,除了美国开发了发动机仿真程序或者软件 外,欧洲各国也开发了一些较为成熟的航空发动机性 能仿真软件,典型的2款仿真软件分别是荷兰航空航 天国家实验室的燃气轮机数值仿真软件(Gas Turbine Simulation Program, GSP)^[7]和德国 MTU Aero Engine公司的GasTurb^[8]。GSP采用面向对象的架构设 计,方便用户在WINDOWS下即时拖、放不同组件,自 由组合成不同类型的航空发动机及燃气轮机性能仿 真模型,支持发动机稳态和过渡态性能仿真。Gas-Turb软件相对于GSP软件,其发动机模型是固定的, 包含了不同的航空发动机和燃气轮机性能仿真模型, 仿真模型不能由用户自由组装。中国在航空发动机 整机性能仿真方面也开展了相关研究。曹志松等[9-10] 基于面向对象技术建立了可扩展的推进系统仿真平 台(Extensible Propulsion Simulation Platform, EPSP), 可扩展性强、灵活易用,但该平台后续无更新,未得到 商业应用;窦建平等[11-12]针对面向对象分析方法众 多、缺乏统一标准等问题,应用统一建模语言(Unified Modeling Language, UML)建立了航空发动机性能 仿真模型,实现了发动机稳态和动态性能仿真。综合 国内外研究现状可知,中国在航空发动机及燃气轮机 整机性能通用仿真技术方面,还没有形成比较成熟的

通用化的仿真系统和成熟的商用仿真软件。

本文针对航空发动机及燃气轮机整机性能通用 仿真技术,基于流体网络拓扑方法,建立了一种适用 于不同航空发动机和燃气轮机的稳态性能仿真模型, 并进行了模型计算准确性验证。

1 整机性能通用仿真建模基本原理

不同类型的航空发动机和燃气轮机构型不同,组 成部件也不尽相同,而要实现能够自动适应不同构型 的发动机整机性能仿真这一技术,需要从航空发动机 和燃气轮机组成和工作基本原理出发,找出它们之间 的共同点和不同之处,并给出解决思路,这也就是通 用仿真建模技术需要解决的关键问题。

目前,航空发动机和燃气轮机整机性能通用仿真 建模技术主要应用于发动机性能仿真模型自由搭建 程序实现。自由建模采用部件拖拽的方式,直接选择 封装好的标准部件模型,参照发动机实物简化结构, 分别进行不同部件模型的组装,从而得到目标发动机 模型[13]。发动机及燃气轮机整机性能仿真基本流程 如图1所示。流程主要包括部件性能建模、发动机计 算模型/拓扑构建、迭代变量与平衡方程组构建和平 衡方程组求解。目前,发动机性能仿真模型普遍实现 了面向对象的部件性能建模,即部件级性能模型的通 用,但想要搭建任一型发动机性能仿真模型,需要人 工进行发动机计算模型/拓扑构建,及迭代变量与平 衡方程组构建。如果想要实现自由搭建,必须实现发 动机计算模型/拓扑自动构建,及迭代变量与平衡方 程组自动构建,因此,发动机整机性能通用仿真建模 技术解决的就是上述2步自动构建。



图1 航空发动机及燃气轮机整机性能仿真基本流程

针对部件性能建模,目前通常采用面向对象建模 思想。引入面向对象建模思想,可以将发动机按功能 划分为多个物理部件,如进气道、压气机、燃烧室、涡 轮等,对每个部件的热力学模型进行封装,得到对应 的部件模型。通过拖动部件之间的连接关系建立通

讯,如气路连接及机械连 接。航空发动机及燃气轮 机部件间通信方式如图2 所示。航空发动机部件及 建模方法和技术已相对成 熟,可参考文献[14-16]。



机部件间通信方式

针对发动机计算模型/拓扑构建、迭代变量与平 衡方程组构建和平衡方程组求解,以单轴涡喷为例, 说明其建模基本原理,航空发动机及燃气轮机整机性 能计算方案如图3所示。发动机性能计算模型/拓扑 构建主要解决的是发动机各组成部件的计算顺序,通 常沿轴向气流流路依次建立部件性能计算顺序;针对 非设计点,由于部件性能参数未知,如压气机压比,因 此需要借助部件特性曲线,采取未知参数猜值的方式 进行计算,未知参数即为迭代变量;仅仅靠未知变量 猜值得到部件性能,未必满足整机条件下的约束,即 发动机的共同工作,需要满足流路的流量平衡、转子 轴功率平衡及静压平衡等,通过这些平衡方程的建立 求解,便可得到部件工作点,从而得到发动机整机性 能。特定类型航空发动机迭代参数选取及平衡方程 建模方法和技术已相对成熟。



2 通用仿真模型总体方案

航空发动机及燃气轮机整机性能通用仿真模型 总体方案如图4所示。不同于以往的人工建立发动 机计算顺序或拓扑结构、迭代参数向量和平衡方程 组,通用仿真模型的关键是确定沿流路的发动机计算 流程、平衡方程建模方法和未知参数建模方法,该流 程和方法与发动机部件模型和部件模型计算顺序相 关联。根据发动机部件模型和沿流路的发动机计算 流程,通用模型便能够自动确定发动机部件计算顺 序,进一步根据发动机部件计算顺序和平衡方程建模 方法,便可确定平衡方程,最后结合未知参数和控制 参数,便可建立平衡方程,从而实现发动机整机性能 仿真的通用建模。



3 通用仿真模型搭建方法

3.1 模型搭建流程

基于上一节的航空发动机及燃气轮机整机性能 通用仿真模型建模总体方案,进一步给出了发动机整 机性能通用仿真模型搭建流程,如图5所示。流程主



图5 航空发动机及燃气轮机整机性能通用仿真模型计算流程

要包括3步:仿真模型搭建、模型性能计算和性能仿 真结果显示/保存。

(1)仿真模型搭建。仿真模型搭建主要完成参考 模型、构型和案例的搭建。这一部分由界面实现,不 是本文考虑的部分。

(2)模型性能计算。主要完成计算顺序建立、猜 值向量/迭代变量建立、平衡方程建立、平衡方程组求 解(确定共同工作点),以及发动机总体性能计算。

(3)性能仿真结果显示/保存。包括截面参数、性能参数结果显示(列表、曲线等)、结果导出保存及工程保存。

3.2 模型预处理

3.2.1 模型检查

主要针对建立的整机性能仿真模型开展模型完整性和合理性2个方面的检查,确保仿真计算模型的 合理性。

完整性检查的主要目的是确保部件之间的气路 连接完整,保证建立的发动机模型的完整性,其基本 要求包括:

(1)部件模型的所有端口,包括气路和机械等端口都必须有连接线连接,部件模型端口涉及到部件之间的通信,缺少连接会造成模型无法计算。

(2)气路和机械连接线的两端都必须连接有部件 模型,确保发动机整机建模的完整性,同时作为上一 条的备份,保证发动机性能计算模型的完整性。

合理性检查主要用来确保部件之间的连接关系 符合航空发动机基本结构原理。通常,一台合理的发 动机结构必须满足以下约束条件^[13]:

(1)在发动机仿真模型组成中,不同部件模型数 必须满足一定数量约束,部件数限制具体值见表1。

表1 部件数限制				
部件	数目限制	部件	数目限制	
进气道	1	涡轮	0~3	
风扇	0~1	涵道	0~1	
压气机	0~3	混合室	0~1	
燃烧室	1~2	喷管	1~2	

(2)有风扇部件,必定有外涵部件,有混合室部件,必定存在风扇、外涵部件。

(3)部件之间的顺序要合理,如进气道是最前一 个部件,风扇和压气机均连接在进气道之后。 (4)部件的相互存在关系要合理,如果有涡轮部件,必须存在燃烧室部件。

以上任一条件不满足,则合理性检查不通过,提 示进行检查。

完成上述完整性和合理性检查后,最后需要判别 发动机类型,便于后续的性能参数计算,如涡轴/涡桨 发动机、燃气轮机性能模型对应输出的总体性能参数 应该是功率,而涡喷/涡扇发动机对应输出的是推力。 3.2.2 计算流程

交互界面仅仅记录了部件的次序及连接关系,并 未真正建立发动机拓扑结构,也无法判断部件模型的 计算顺序,因此必须对模型进行拓扑建模。航空发动 机及燃气轮机均属于吸气式发动机,因此,通常按照 气体流动过程依次确定部件模型运算顺序。通过对 发动机性能仿真模型的研究,可以按照下面的方法确 定发动机模型计算顺序:

(1)进气道部件是发动机最前计算的一个部件,因此,首先搜索进气道部件,确定位置。

(2)对于多通道发动机,如涡扇发动机的内、外涵 道,需要首先建立内涵道部件计算顺序,当遇到混合 室部件,从风扇开始建立外涵通道。

(3)遇到尾喷管,记录结束。

根据上述方法即可确定发动机部件模型计算顺序, 从而实现任意合理结构发动机性能计算模型的建立。

发动机整机性能仿真模型中各部件模型的计算 顺序直接关系到共同工作方程的求解。根据发动机 性能计算一般流程,以及建立的发动机部件拓扑关 系,按照主流路部件从前向后依次开展计算;当遇到 混合分支,需要计算混合分支流路上的部件。按照上 述计算流程建立的双轴混排涡扇发动机(带加力)整 机性能仿真模型计算顺序如图6所示。



图6 双轴混排涡扇发动机(带加力)整机性能 仿真模型计算顺序

计算顺序的建立依赖发动机拓扑关系,针对主

流路拓扑关系的建立方法,根据项目所划分的部件 模型,依据部件关系,将主流路从前到后依次排列建 模。发动机流路按照部件一般排序为:进气道→离 子分离器→风扇→压气机→燃烧室→涡轮→混合室 →喷管。

3.3 模型初始化

3.3.1 共同工作方程建模方案

在整机条件下,发动机各部件的工作相互约束, 必须满足共同工作条件,通常的共同工作条件是满足 气动和机械约束。气动方面主要体现在沿发动机流 路各截面参数(如流量、压力等)的平衡;机械方面主 要体现在同一转子轴上的转速和功率平衡。

当进行发动机整机性能仿真时,按照各部件的计 算顺序,依次进行部件模型性能计算,从而得到各截 面参数和发动机性能参数。在进行设计点计算时,各 部件的设计参数都是已知的;但对于非设计点,工作 点参数是未知的,且发动机组成部件的工作点参数需 要满足发动机的共同工作条件。将这些未知参数定 义为初猜参数,所有的未知参数组成初猜向量;另外, 根据发动机的共同工作原理,即满足气动和机械约 束,可以建立残差方程组(平衡方程组)。由于平衡方 程组中的方程个数通常小于初猜向量中的初猜参数 个数,为了使方程封闭可求解,需要给定控制参数(如 转子轴转速、燃烧室出口总温等)的值,满足方程组求 解条件,从而求解出初猜向量的值。不同类型的发动 机组成部件类型、个数和拓扑关系不同,因此其初猜 向量和平衡方程组也不完全相同。想要实现航空发 动机及燃气轮机整机性能通用仿真模型建模,关键是 要实现初猜向量和平衡方程组的自动构建。

在进行发动机整机性能计算时,需要已知初猜参数、控制参数和平衡方程个数。由于采取自由搭建方法,迭代变量、控制变量和平衡方程未知,需要根据部件之间的连接关系自动建模。

3.3.2 初猜向量的确定

初猜向量中的参数来自于各部件数据模型,如旋转部件的转速和压比。其中,对于风扇部件,初猜参数应包含涵道比。

初猜参数与部件的关系见表2。按照表中的关系及发动机整机性能模型组成部件,程序就可以自动 建立发动机整机性能模型初猜向量。例如,对于带加 力的双轴混排涡扇发动机整机性能仿真模型,初猜向 量由7个初猜参数组成,分别为涵道比B、风扇压比 π_{t} 、压气机压比 π_{e} 、高压涡轮落压比 π_{tt} 、低压涡轮落 压比 π_{tt} 、高压转子转速 n_{tt} 和低压转子转速 n_{tt} (控制参 数为燃烧室燃油流量,当控制参数为转子转速时,猜 值参数则为燃油流量);双轴涡喷发动机整机性能仿 真模型初猜向量则由6个初猜参数组成,分别为低压 压气机压比 π_{et} 、高压压气机压比 π_{et} 、高压涡轮落压 比 π_{tt} 、低压涡轮落压比 π_{tt} 、高压转子转速 n_{tt} 和低压 转子转速 n_{tt} (控制参数为燃烧室燃油流量,当控制参 数为转子转速时,猜值参数则为燃油流量)。

表2 初猜参数与部件的关系

部件	初猜参数数目	初猜参数
风扇	2	涵道比 B ,风扇压比 π_f
压气机	1	压气机压比 π_c
燃烧室	1	燃油流量 前,
涡轮	2	转速 n ,涡轮落压比 π_i

3.3.3 平衡方程的确定

为实现初猜向量、控制参数和平衡方程的自动建 立,为发动机共同工作方程的求解奠定基础,通过对 各部件特性和发动机平衡方程的研究,梳理得到了发 动机各部件共同工作变量,见表3。通过遍历整个模 型组成部件,如果模型中包含风扇部件,则初猜向量 自动增加2个参数,即辅助线参数和涵道比;如果模 型中包含压气机部件,则初猜向量自动增加1个参 数,即辅助线参数,若相连上一部件为风扇或压气机, 平衡方程则增加1个,即流量平衡方程;如果模型中 包含燃烧室部件,则初猜向量自动增加1个参数,即 燃油流量/燃烧室出口总温;如果模型中包含涡轮,初 猜向量自动增加2个参数,即转速和辅助线参数,平 衡方程则增加2个,即转子功率平衡和相连部件之间 截面的流量平衡;如果模型中包含混合器部件,平衡 方程则增加1个,即内外涵静压平衡方程;如果模型

表3 发动机组成部件共同工作变量

部件	初猜参数	平衡方程	控制变量
风扇	压比		
	涵道比		
压气机	压比	流量平衡	
燃烧室	燃油流量/出口总温		燃油流量/出口总温
涡轮	转速	功率平衡	
	压比	流量平衡	ち歩
混合器		内外涵静压平衡	
喷管	(喉道面积)	流量平衡	

中包含尾喷管部件,平衡方程则增加1个,即流量平 衡方程。通过上述方法,以及发动机控制参数设置, 即可实现平衡方程组方程个数和初猜向量包含初猜 参数的个数相等,使平衡方程组封闭。

平衡方程建立的4个基本方法:

(1)通过机械轴模型实现相连部件功率平衡方程 的建立。

(2)通过有特性部件(如压气机、涡轮等)模型实 现相连部件流量平衡方程的建立。

(3)通过混合器部件模型实现内外涵气路静压平 衡方程的建立。

(4)通过喷管模型实现流量平衡或与外界大气静 压平衡方程的建立。

4 算例分析

4.1 仿真模型建模

基于本文提出的整机性能预测程序部件搭建方法,针对典型发动机类型,选取自由涡轮式单转子涡轴/涡桨发动机,建立仿真模型。仿真模型设计点参数值见表4。

参数	数值	参数	数值	
高度/km	0	燃烧室出口总温/K	1450	
马赫数	0	燃烧室总压恢复系数	0.97	
空气流量/(kg/s)	3.465	燃烧效率	0.999	
进气道总压恢复系数	0.99	燃气发生器涡轮效率	0.85	
压气机压比	13.00	自由涡轮效率	0.89	
压气机效率	0.82	自由涡轮落压比	3.632	

表4 仿真算例设计点参数值

发动机非设计点性能计算需要已知发动机的部件特性,很难直接获得。本文采用通用部件特性缩放方式获得压气机、涡轮部件特性,采用的压气机、燃气发生器涡轮和自由涡轮通用特性分别如图7~ 9所示。





基于本文提出的通用建模方法进行了自由涡轮 式单转子涡轴/涡桨发动机平衡方程建模,如图10所 示。流程包含控制变量、初猜向量和平衡方程组建立 求解,具体初猜向量、平衡方程和控制变量见表5。





4.2 仿真结果分析

为验证本文建立的整机性能仿真模型计算精度, 以商用软件为基准,进行仿真结果对比分析。

对发动机最大状态(控制燃烧室出口总温1450 K, 自由涡轮相对转速100%)下的高度和速度特性进行 了仿真,并开展了结果对比分析。不同高度、马赫数 状态下发动机轴功率和耗油率对比曲线分别如图

表5 自由涡轮式单转子涡轴/涡桨发动机共同工作变量

序号	部件	初猜参数	平衡方程	控制变量
1	进气道			
2	亡年初	转速 X_1		核心机轴转速 C_1
压气机	压比 X_2			
3	燃烧室	燃油流量X3		燃烧室燃油流量 C_2
4 涡轮	<i>沪 1</i> 人	转速 X_1	功率平衡 FX_1	核心机轴转速 C_1
	落压比X ₄	流量平衡 FX_2		
5	自由涡轮	转速X5		自由涡轮转速C3
		落压比X ₆	流量平衡FX3	
6	喷管		流量平衡 FX_4	

注:表中带自由涡轮涡轴发动机整机性能仿真模型6个迭代变量,4 个平衡方程,需要给定2个控制变量值;可控变量:(1)核心机转速, (2)燃油流量/出口总温,(3)自由涡轮转速。通常选择可控变量(1)和 (2)这二者中的1个作为控制变量,(3)自由涡轮转速作为第2个控制 变量。

11、12 所示,通过计算结果对比分析可知,本文建立 的航空发动机及燃气轮机整机性能通用仿真模型计 算得到的轴功率和耗油率与商用件计算结果相比最 大误差为1.7%,误差较小,表明本文建立的整机性能 仿真模型的准确性。



5 结论

(1)基于航空发动机和燃气轮机组成和工作基本 原理,提出了一种基于流体网络拓扑的整机性能通用 仿真建模技术解决方案,并给出了总体方案、实现流 程和搭建方法。

(2)所建立的整机性能通用仿真建模技术解决方案,适用于不同类型航空发动机和燃气轮机整机性能 仿真模型建模,可实现航空发动机和燃气轮机整机性 能仿真模型自由搭建,提高整机性能模型建模效率。

本文提出的整机性能通用仿真建模技术解决方 案作为自由建模的重要内核,若要发挥其核心优势, 需要进一步结合可视化人机交互界面架构持续优化 其实现路径。

参考文献:

[1] 曹建国.	.航空发动机仿真	其大研究现状	、挑战和展望[J]	.推进技术,
2018 30	9(5).961-970			

CAO Jianguo. Status, challenges and perspectives of aero-engine simulation technology[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(5): 961–970.(in Chinese)

- [2] Panel (AVT) Task Group.Performance prediction and simulation of gas turbine engine operation[R].Ottawa; Hull Press, 2002; 5–5.
- [3] 曹建国.数字化转型下航空发动机仿真技术发展机遇及应用展望
 [J].系统仿真学报,2023,35(1):1-10.
 CAO Jianguo. Development opportunities and application prospects of aero-engine simulation technology under digital transformation[J]. Journal of System Simulation, 2023, 35(1):1-10. (in Chinese)
- [4] Reed J , Afjeh A .Development of an interactive graphical propulsion system simulator[R].AIAA-1994-3216.
- [5] Reed J A , Afjeh A A.An interactive graphical simulation environment for the study of gas turbine operation[R]. AIAA-96-0118.
- [6] Reed J A, Afjeh A A.A Java simulator for teaching gas turbine operation[R]. AIAA-97-0850.
- [7] Wilfried V. Generic analysis methods for gas turbine engine performance[M]. Amsterdam: Ipskamp Drukkers Press, 2014:9-11.
- [8] Joachim K. Gasturb 14 user's manual[M]. Germany: MTU Aero Engines, 2023; 1–10.
- [9] 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.

GAO Zhisong, YU Longjiang, PIAO Ying. An extensible propulsion simulation platform : part I -foundations of engineering model[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2):261–267. (in Chinese)

[10] 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.

GAO Zhisong, YU Longjiang, PIAO Ying. An extensible propulsion simulation platform :part II -extensible framework[J].Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2):268-273. (in Chinese)

[11] 窦建平.面向对象的航空发动机建模与仿真[D].南京:南京航空航 天大学,2005.

DOU Jianping.Object-oriented modeling and simulation of aeroengine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005.(in Chinese)

[12] 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. Researching of aeroengine modeling based on UML[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4):684-688.(in Chinese)

[13] 陶金伟.航空发动机组态建模仿真技术研究[D].南京:南京航空航 天大学,2009.

TAO Jinwei.Research on configuration modeling and simulation technology for aeroengine[D].Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.(in Chinese)

[14] Walsh P P, Fletcher P.Gas turbine performance[M].New Jersey: Blackwell Science Ltd, 1998:159–143.

[15] 彭慧兰,舒杰,葛宁.涡桨发动机总体性能优化设计[J].航空发动机,2018,44(5):31-36.
PENG Huilan,SHU Jie, GE Ning.Optimum design of turboprop overall performance[J]. Aerongine, 2018, 44(5): 31-36. (in Chinese)

[16] 史永运,钟易成,龚波,等.基于定部件效率的通用航空发动机性能仿真系统构建[J].航空发动机,2019,45(1):51-56.
SHI Yongyun,ZHONG Yicheng,GONG Bo, et al. Construction of areoengine general performance simulation system based on fixed component efficiency [J]. Aeroengine, 2019,45(1):51-56.(in Chinese)