

文章编号:1000-8055(2013)07-1666-09

航空发动机寿命限制件工作边界 系统级分析模型

丁水汀^{1,2}, 邱 天^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 适航技术研究中心, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对提高航空发动机系统安全性的迫切需求,以发动机本质特征和探索性研究成果为依据,分析了寿命限制件工作边界系统级分析模型(systematic model for engine life limited parts operating boundary analysis, SMELLIPOBA)的必要属性及各属性对应的技术基础,总结了相关技术基础领域的研究进展,介绍了 SMELLIPOBA 的发展现状,展望了这一领域未来研究方向.得出如下结论:满足适航性设计需求的 SMELLIPOBA 需具备耦合性、动态性、不确定性、学科交叉、多尺度等属性,未来 SMELLIPOBA 的发展仍将以上述属性为主线.

关 键 词: 航空发动机; 安全性; 寿命限制件; 工作边界; 系统级分析模型

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

Systematic model for operating boundary analysis of aero-engine life limited parts

DING Shui-ting^{1,2}, QIU Tian^{1,2}

(1. Airworthiness Technologies Research Center,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,

School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to meet the urgent needs for enhancing system safety level of aero-engine, the required attributes and technology foundations of systematic model for engine life limited parts operating boundary analysis (SMELLIPOBA) was analyzed. The development of relevant technology foundations in recent years was discussed based on substantive aero-engines characteristics and some exploratory research results. The development situation of SMELLIPOBA was introduced. The research directions in the future of this field were predicted. The conclusion can be drawn is that: SMELLIPOBA which meets the airworthiness requirements should include the following five characteristics namely: coupling, dynamicity, uncertainty, multidiscipline and multiscale, and development of SMELLIPOBA in future will mainly depends on the development in these characteristics as well.

Key words: aero-engine; safety; engine life limited part; operating boundary; systematic model

收稿日期:2012-07-09

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1666_004.html

基金项目: 教育部长江学者创新团队“航空发动机复杂系统安全性”(IRT0905); 国家自然科学基金(61104146)

作者简介: 丁水汀(1967—),男,辽宁铁岭人,教授、博士生导师,博士,主要从事航空发动机适航技术研究.

航空安全是永恒的话题,统计数据表明:1959~1996年,由动力装置或反推装置引起的事故数占与设计相关的航空事故数的32%^[1].因此提高航空发动机安全性水平,对航空安全至关重要。

航空发动机适航技术研究中,将其原发失效能够引起发动机危害性影响的部件定义为发动机寿命限制件(engine life limited part, ELLP)^[2],如旋转轮盘、大型封严装置等^[3-4].航空发动机设计中主要通过降低 ELLP 的失效概率来提高整机安全性^[5].

工作边界显著影响 ELLP 的失效概率,而航空发动机是受非线性方程组控制的复杂气动热力系统,部件加工偏差、发动机工作状态、飞行环境等因素均影响 ELLP 的工作边界,影响机理非常复杂.而 ELLP 的工作边界是发动机系统安全性设计的必要输入之一.因此,建立 ELLP 工作边界系统级分析模型(systematic model for engine life limited parts operating boundary analysis, SMELLIPOBA)是航空发动机系统安全领域中亟待解决的问题。

本文分析了 SMELLIPOBA 的必要属性及各属性对应的技术基础,总结了相关技术基础领域的研究进展,介绍了 SMELLIPOBA 的发展现状并提出了这一领域未来的研究方向。

1 SMELLIPOBA 技术需求分析

现代航空发动机具有强整体、强耦合、强瞬变、强非线性(四强)的特点,而建模与仿真是研究具有“四强”特性系统的有效工具,为从模型层面反映航空发动机系统的“四强”特性,SMELLI-

POBA 需要具有耦合性、动态性、不确定性、学科交叉、多尺度等属性.本节将逐一分析以上属性的确定依据,并提出支撑这些属性的仿真技术基础。

1) 耦合性

耦合现象普遍存在于发动机系统、部件间.目前,广泛应用的发动机特性仿真模型多为基于气动热力学的0维模型,主要解决一次流部件的匹配、总体性能等问题^[6].这类模型通过定比例引气、定比例流量分配和0维截面掺混等简单模型考虑二次流的影响^[7];二次流空气系统模型则多基于流体网络法建立,主要解决二次流流量分配、压力和温度分布等问题^[8].二次流空气系统的边界条件由0维特性仿真模型给出.发动机的全系统分析流程基于解耦假设(如图1),通过数据集集成代替模型集成.系统分析中的简化和假设虽然会使计算复杂度大大降低,但由此产生的对设计的负面影响常常被推迟到设计后期——建立硬件并测试后才能逐渐消除^[9].研究表明:解耦假设将给寿命限制件工作边界的分析结果带来不可忽略的误差^[10-12].因此,解耦的假设不适用于 SMELLIPOBA.

2) 动态性

“危险的11分钟”是航空安全领域中的著名概念,这一概念是指8min的进近着陆阶段和3分钟的起飞阶段(共计11min)是航空器最容易发生重大事故的阶段^[13].事故之所以集中发生在这11min内,是因为①飞行器各子系统过渡工作特征明显,系统危险机理复杂;②系统工作状态显著偏离设计状态.而在诸多飞行器部件中,航空发动机的工作边界变化最为剧烈——在数秒内热端温

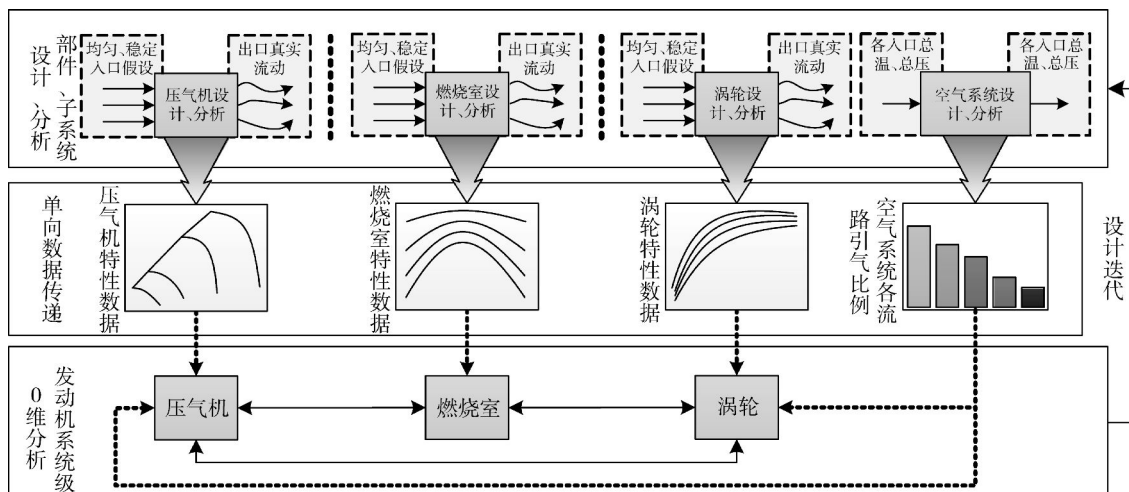


图1 解耦的系统分析过程

Fig.1 Decoupled system analysis process

度变化可达 1000 K, 转速变化在 1 倍以上. 因此, SMELLIPOBA 应具有过渡态分析能力.

图 2(a)~图 2(c) 分别是二次流空气系统引气比例、涡轮前总温、高压涡轮盘腔冷却气总温的过渡态与稳态分析结果对比. 分析对比可得如下结论: ①从图 2(a) 可以看出, 过渡过程中二次流空气系统引气比例的变化量级远大于不同稳态工作点的引气比例差异, 变化幅度超过 1%; ②从图 2(b) 可以看出发动机加速的过渡过程中涡轮前总温曾超出 1900 K, 超温幅度大, 但持续时间不长; ③从图 2(b) 和图 2(c) 可以看出, 高压涡轮盘腔冷却气总温作为 ELLP, 其过渡过程工作边界变化剧烈.

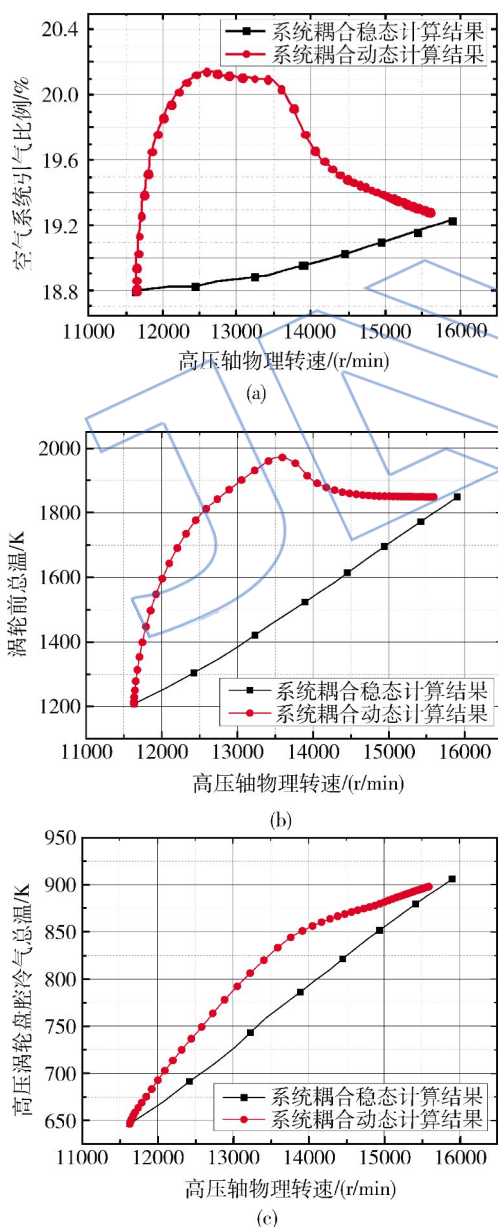


图 2 动态/稳态系统耦合分析结果

Fig. 2 Analysis results of dynamic/steady state system coupled

3) 不确定性

发动机的加工、装配、运行及维护过程中均存在不确定性, 而确定性的分析方法无法反映不确定的潜在危险. 确定性分析方法难以定量评估发动机的概率风险. 因此, SMELLIPOBA 应具有不确定性分析能力.

如图 3 所示, 分别记所有压气机、涡轮、旋转盘腔的性能参数、一次流和二次流部件的流通面积、压力损失元件的总压恢复系数、转子机械效率的确定性取值为 $X_i (i=1, 2, 3)$. 定义 Y_i 是对应于 X_i 的随机变量, Y_i 服从数学期望为 X_i 、标准差为 $2\% X_i$ 的正态分布, 即 $Y_i \sim N(X_i, (0.002 X_i)^2)$.

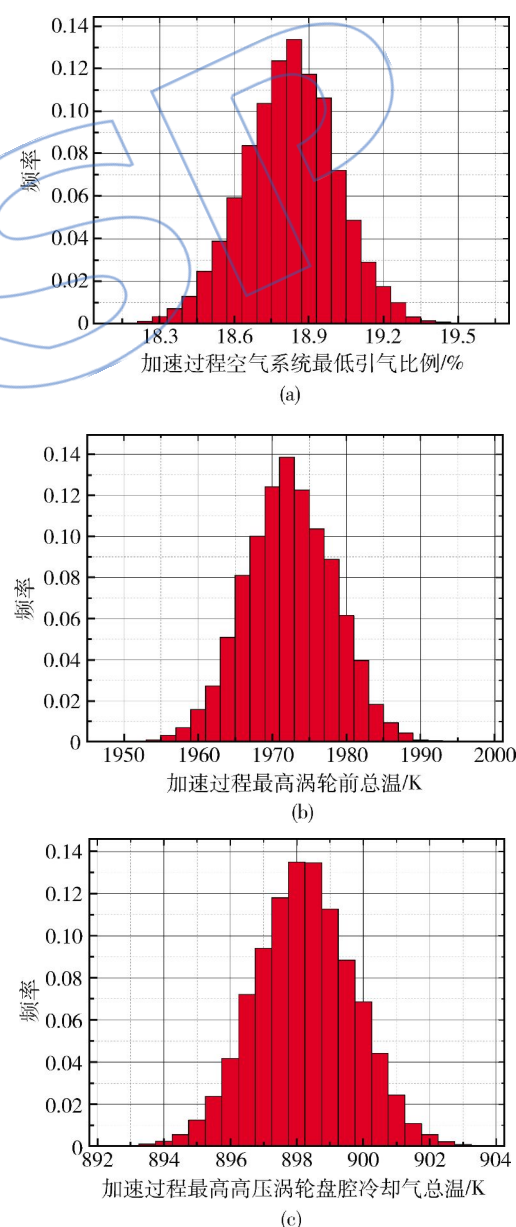


图 3 动态系统耦合不确定性分析结果

Fig. 3 Analysis results with uncertainty of dynamic coupled system coupled

以带分布的 Y_i 取代确定性仿真输入 X_i , 采用蒙特卡洛法得到的不确定性分析结果见图 3(a)~图 3(c). 从图中可以看出: 与确定性分析仅有唯一结果相比, 不确定性 ELLP 工作边界分析结果具有“分布”属性. 从图中还可看出: 各部件加工、装配给性能及几何造成的极小偏差, 会给 ELLP 工作边界带来显著的不确定性.

4) 学科交叉

ELLP 工作边界的设计与分析是典型的多学科过程, 涉及流体、传热、结构等学科. 在传统设计过程中, 多学科设计与分析通过数据交互完成. 学科间的交互通过顺序方式完成, 每个学科分析使用其他相关学科的分析结果, 而各学科间传递的数据常常需要相互转换. 这个过程十分漫长, 且数据的多次传递和转换常会导致结果不准确^[14]. 在强耦合的动态系统中, 存在顺序迭代难以解决的学科耦合问题. 对于这类问题, 控制方程必须用隐式方法同时求解. 一旦 SMELLIPOBA 采用这种多学科解决方案, 将能解决通用多学科问题^[9].

5) 多尺度

虽然近几十年来, 计算机技术飞速发展, 但进行整机全三维多学科系统耦合动态不确定性分析仍成本高昂. 传统设计过程中, 评估各部件设计变更对 ELLP 工作边界的影响需要按照图 1 的流程进行. 这一过程耗时较长, 且难以实现较大设计空间内的自动寻优. 因此需要一种仿真技术, 允许设计师方便的评估设计细节对 ELLP 工作边界的影响. 仅将需要研究的细节在高分辨率运行, 发动机的其他部分仍采用低分辨率的模型. 文献中称这种多分辨率混合的发动机仿真方法为数值缩放 (numerical zooming)^[15].

本节逐一分析了 SMELLIPOBA 必要属性的确定依据, 将各属性对应的仿真技术基础汇总如表 1 所示. 第 2 节将回顾这些仿真技术基础的发展现状.

表 1 SMELLIPOBA 技术基础

Table 1 Technological foundation of SMELLIPOBA

属性	SMELLIPOBA 技术基础
耦合性	系统耦合技术
动态性	动态发动机系统求解技术
不确定性	发动机不确定性分析技术
学科交叉	多学科耦合分析技术
多尺度	数值缩放技术

2 SMELLIPOBA 技术基础发展现状

本节回顾统安全性仿真相关技术基础的发展, 为 SMELLIPOBA 研究提供参考.

1) 仿真系统架构

早期的发动机系统仿真代码 SMOTE (simulation of turbofan engine)^[16], GENENG (generalized engine)^[17], GENENG II (generalized engine II)^[18], DYNGEN (dynamic generalized engine)^[19] 均采用非结构化的方法编写, 从软件工程的角度看, 维护和扩展这种代码的代价常常超出预期.

20 世纪 70 年代中期的 NNEP (the navy NASA engine program)^[20] 采用了结构化的程序设计方法, 使 NNEP 的灵活性与早期程序相比有了质的飞跃. 但维护过程表明 NNEP 的结构仍不利于后续版本的开发, 开发者重写了整套程序, 并命名为 NNEP89 (the navy NASA engine program 89)^[21-22]. 从软件工程的角度看, 当采用结构化方法开发的软件达到一定规模时, 维护、修改的难度及成本会随规模的继续增长呈指数规律增长^[23]. 事实上, 1995 年, Curlett 等^[24] 已发现了 NNEP89 在架构方面的缺陷: ① 结构不灵活, 限制了其可扩展性; ② 架构不适合数据缩放.

1990 年, Denning^[25] 意识到, 面临高度耦合问题时, 计算的复杂性会增加, 仿真的可靠性将受到影响. 1992 年, Drummond 等^[26] 在总结了仿真技术在部件性能描述、部件间耦合、多学科耦合、可管理性、可靠性、可重用性等方面的困难后, 采用面向对象分析方法建立了发动机的类层次结构, 并以 DIGTEM (digital computer program for generating dynamic turbofan engine models)^[27] 为基础在公共列表处理语言 (list processor, LISP) 对象系统 (common LISP object system, CLOS) 上开发了面向对象的仿真系统原型. 1995 年, Lewis 研究中心开发了新一代发动机仿真系统的原型^[24]. NASA 从早期的研究中得出这样的结论: 最好是重新编写代码, 而不是把旧的 FORTRAN 代码改写为面向对象的结构^[24]. 在系统梳理原型开发的顶层需求后, 设计了以部件、接口、连接器为基础类层次结构, 定义了部件间的数据通讯. 最终实现了这一可扩展的架构, 并完成了求解器、燃气性质、特性图等类的设计. 后续诸多相关工作虽各有发展, 但大都提出了类似的层次结构或直接采用该层次结构^[28-34].

当今主流的发动机系统仿真平台,无论是NPSS(numerical propulsion system simulation)还是PROOSIS(propulsion object oriented simulation software),均无一例外地采用了面向对象的架构^[9,35].得益于这一架构,平台的灵活性和可扩展性达到了前所未有的水平,功能日益多样,复杂度逐年攀升.

2) 系统耦合技术

系统耦合技术的研究起步较晚,2009年,Alexiou等^[11]通过在PROOSIS中添加用户自定义的空气系统部件库,并将部分部件添加到一次流模型中,完成了航空发动机一次流和二次流耦合的0维仿真. Alexiou等考虑预旋系统、高压压气机级间引气等因素后,研究了部分二次流系统设计变量对性能的影响. 2011年刘传凯等^[12]通过在传统一次流模型中添加压力损失部件、旋转泵效应部件和容腔部件,建立了一次流和二次流的耦合模型,并在此基础上研究了容腔效应对发动机加减速过程的影响.

3) 系统动态求解技术

系统动态求解技术的发展主要是指从发动机系统仿真问题中抽象出的数学问题的精炼过程.

20世纪70年代初期,随着航空新技术的发展,出现了一些与发动机过渡过程相关的问题^[36-38].解决这些问题的途径是建立发动机动态仿真模型.在这样的背景下,Lewis研究中心开展了发动机动态仿真模型的研究.文献^[36]发展了一套适用于模拟计算机的动态发动机仿真程序.这是已知最早的具有动态仿真能力的发动机特性仿真工具.随后,文献^[37-40]分别发展出基于混合计算机的,针对不同型号研制需求的动态模型.上述动态仿真模型均考虑了转子动力学、部件内(间)容腔的质量与能量存储问题.因此,控制方程组中出现了微分方程.受制于计算技术的发展,这些工具不仅需要大量简化,还部分或全部依赖于模拟计算机(主要用于计算变量对时间的积分).20世纪70年代中期,为了在初始设计阶段预测发动机的动态性能,NASA的Lewis研究中心在GENENG和GENENG II的基础上发展出了DYNGEN^[19].DYNGEN是纯数字计算机程序,具有动态仿真能力. DYNGEN采用改进欧拉法求解微分方程组.求解算法上的改进使采用大的时间步长模拟动态过程成为可能.

非稳态流体网络方面,1980年以来,其他领域开展了大量相关研究.代表性的工作包括:

Haloulakos^[41]采用特征线法计算动态流体网络、Kritpiphath等^[42]应用时间推进法、结合Hardy Cross法和Newton-Raphson法求解、Obradovic^[43]用拟合的方式得到了流量和压力关系的解析表达,并提出了应对压力波动较大问题的解决方案、Reddy等^[44]将自动控制理论引入流体网络.但这些成果大部分未被应用于航空发动机内流网络的系统求解计算.2009年,侯升平、陶智等^[45-47]实现了非稳态空气系统的网络化求解,导出了非稳态控制方程.求解方面,用显式欧拉法处理非稳态项.时间步内的计算同早期的文献^[48-50]类似,采取了嵌套的策略,内层循环采用压力修正法求解质量守恒和动量守恒方程组,外层循环进行温度修正直至满足压力、流量、温度的判敛标准.

4) 不确定性分析技术

目前,用于不确定性分析的方法主要是蒙特卡洛(Monte Carlo)法.是一种基于“随机数”的计算方法.对于多数高维度问题,蒙特卡洛法是唯一可行的方法.该方法在诸多领域已取得广泛应用.航空发动机领域中,该方法已应用于结构可靠性^[51]、发动机适航概率风险评估^[5]、疲劳寿命预测^[52]等问题,但至今在公开文献中,仍鲜见这一方法应用于SMELLIPOBA相关领域.

5) 多学科耦合技术

1972年,NASA将动态热力模型与控制系统结合研究了垂直-短距起落动力装置控制系统^[37].NASA、美国海军、波音公司于1980年开发了一套估计发动机费用的代码^[53].同样在1980年,普惠开发了一套代码^[54],在传统涡轮风扇发动机动态模型的基础上,加入了传热模型、涡轮冷却气流量估计模型、控制用温度传感器模型和间隙估计模型.1996年,朱之丽等^[55]用考虑瞬态传热的发动机模型,分析了瞬态热交换对发动机加、减速性能的影响.1998年荷兰航空航天实验室(National Aerospace Laboratory)在其系统仿真工具软件GSP中加入化学模型^[56],可使用通用方法计算4类排放(NO_x,CO,未燃碳氢化合物和烟尘),评估整机运行对排放的影响.2008年Muller^[57]认识到随着燃烧室出口温度的日益提高使热膨胀对发动机间隙的影响和二次流动之间的耦合效应增强,并通过二次流空气系统、传热、结构分析的耦合研究了这一效应.2009年,侯升平^[58]通过将固体热网络引入非稳态空气系统模型,提出了流固一体化网络方法,并应用于涡轮盘腔流动与换热的研究.

NPSS 系统是各学科分析工具构成的多学科系统,涉及声学、燃烧、传热、控制、流体等学科,它能在设计早期精确预测推进系统参数如性能、寿命等^[59]. NPSS 的多学科分析技术包括^[14]:①综合顺序迭代;②基本方程级的耦合.

6) 数值缩放技术

数值缩放技术的发展得益于 NPSS 计划. NPSS 着眼于设计师关心的发动机系统涌现性质. 影响这些涌现性质的机理虽然可以通过整个推进系统的全三维瞬态多学科高精度仿真获得,但这样的仿真常常由于复杂性等原因不具可行性^[9]. 因此,这类分析需要一套可针对各部件、各学科执行可变复杂度的仿真平台,而将这些可变复杂度的分析集成在系统和子系统中却十分困难. 因此, NPSS 架构的开发目标是使高精度分析和低精度分析之间建立有效的交互. 这种分析也有助于评估部件中的哪些物理过程对系统涌现性质影响较大,从而迅速定位设计重点. 2011 年, Dalton 等^[60]总结了完成包含数值缩放仿真工作的研究团队得到的 3 条结论:①经验表明仿真中用到的物理模型有自修正功能. 对于多精度并存的仿真,误差随仿真复杂度的提高不断积累,但对仿真的总体精度没有不利影响. ②多精度仿真可以通过构造算法获得收敛解,但仍需解决部分技术问题,才能使此类仿真应用于工业环境. ③通过验证仿真结果表明部件变化的影响可以通过仿真评估,仿真结果偏差不超过 5%.

3 SMELLIPOBA 发展现状

现阶段 SMELLIPOBA 具备系统耦合的动态

不确定性仿真能力.

SMELLIPOBA 选用了面向对象架构. 其基本类包括:部件类、连接件类、气体类和表格处理等,如图 4 所示. 其中,部件类包括一次流部件和二次流部件,该类封装了部件的初始参数、进出口流体参数、功率、转速等数据成员,运行、控制、参数设置等方法成员;连接件类包括流体连接、功连接和运动连接,各部件间的各种连接关系均靠连接件定义,连接件可用于连接一次流部件和二次流部件;气体类包含空气、燃气、水蒸气及混合气体的热力性质,能进行气体的基本热力过程计算,该类应用最为广泛;表格处理类用于处理 1~4 维表格的插值和耦合问题,主要用于特性处理.

每个部件均包含图 5 中的一个或多个接口,这些接口使各类具有不同形式的多态性,方便信息传递和代码编写. 各类接口功能如下:流体接口、功接口和运动接口分别用于设置或获取相关部件的流动、功和运动信息;环境变量接口用于更改飞行环境、各部件耦合系数、非受控几何参数等;控制接口处理控制相关问题,设置或获取每个部件的受控参数;试给参数接口和残差获取接口服务于整机的非线性求解,这 2 个接口可实现自动生成整机控制方程组;输入/输出接口功能比较单一,部件参数输入/输出接口用于把部件的初始设置、工作状态、特性数据等与配置文件交互;结果输出接口用于输出各部件的计算结果.

在上述架构下,系统耦合建模和耦合系统动态求解变得十分容易.



图 4 SMELLIPOBA 基本类

Fig. 4 Basic classes of SMELLIPOBA

支撑系统耦合建模的架构特征有:①模型架构中未区分一次流与二次流部件;②包含飞轮和容腔部件,可根据需要自由组建动态耦合系统;③可依研究重点,封装次要部件,并生成封装部件特性,有效降低系统求解复杂度;④所有部件的特性图、经验关系式由表格处理类维护;⑤各部件间的

连接关系靠连接件定义.

支撑耦合系统动态求解的架构特征有:①建模完成后,整个系统的控制方程由模型自动生成;②控制方程的类别由系统部件物理属性决定,稳态部件生成代数方程,动态部件生成微分方程;③根据用户设置的初始条件和边界条件同时求解所

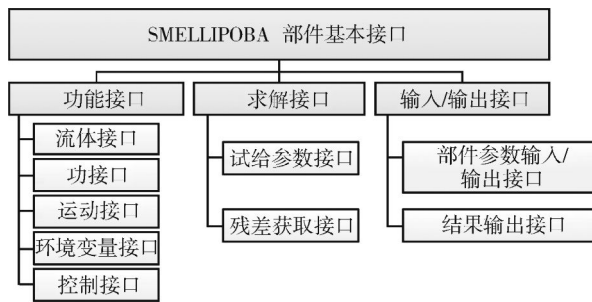


图5 SMELLIPOBA 部件基本接口

Fig. 5 Basic interfaces of SMELLIPOBA component

有控制方程。

不确定性分析方面,SMELLIPOBA 的不确定性主要体现在环境变量的不确定性上。目前,可以考虑不确定性的变量包括:飞行高度、飞行马赫数、大气温度、压力、含湿量、压气机和涡轮的流量耦合系数、效率耦合系数、压比耦合系数、导叶角度、转子转动惯量、容腔容积、部分一次流和二次流部件进出口几何参数、转子机械效率、用户引气量等。执行不确定性仿真的流程是:①应用蒙特卡洛法抽取一组上述随机环境变量的样本值;②以上述随机样本为输入执行一次动态仿真,重复执行这一流程,直至不确定性分析结果出现明显的统计特征。

目前,SMELLIPOBA 已具备系统耦合的、动态的、不确定性的仿真能力,图2为SMELLIPOBA 的动态系统耦合的确定性仿真结果,图3为SMELLIPOBA 动态系统耦合的不确定性仿真结果。SMELLIPOBA 的多学科耦合特性和数据缩放特性正在开发中。

4 未来 SMELLIPOBA 的研究方向

系统耦合的动态多学科、多尺度不确定性分析技术是SMELLIPOBA 的核心研究内容,未来的研究方向包括:

1) 精细化系统耦合分析技术:目前,SMELLIPOBA 的一次流系统与二次流系统耦合界面通过截面参数交互。假设二次流冷却空气、封严空气与主流燃气的掺混是单向的理想掺混过程,未考虑掺混损失、气膜对涡轮效率的影响、压缩空气功率回收及可能存在的燃气入侵等问题。而上述问题客观上助长了系统间的耦合性。因此,开发上述物理过程的计算模型是SMELLIPOBA 的重要研究方向之一。

2) 动态时间步长缩放技术:SMELLIPOBA 中各种动态物理过程以不同的速度发生,因此,针

对各物理过程的仿真存在各自的最优时间步长。取最优时间步长最小值为系统动态仿真时间步长的方案虽然能保证动态分析结果的准确性,但这种方式将消耗大量计算资源。对不同物理过程的仿真采用不同的最优时间步长将降低计算资源需求。

3) 复杂部件关键尺寸不确定性分析技术:目前,除部分截面流通面积外,多数加工、装配偏差分布不能直接用于SMELLIPOBA 的不确定性分析,这些偏差需要经部件分析转化为性能偏差后,才能用于SMELLIPOBA。开发复杂部件关键尺寸不确定性分析技术将大大简化SMELLIPOBA 的不确定性分析过程。

4) 多学科耦合技术:业内多数多学科耦合研究进展多为单一需求引导出的特定学科群耦合。这些技术至今暂未应用于SMELLIPOBA。根据实际系统安全性问题,特别是特定ELLP工作边界的设计与分析问题,总结具有强耦合特征的学科群,并在系统安全性模型的通用架构下实现灵活的多学科耦合仿真是一个重要的研究方向。

5) 适用于SMELLIPOBA 的尺度缩放技术:虽然近年来数值缩放技术取得了一定进展,但应用于ELLP分析时,还存在数值稳定性、计算复杂度和数据接口标准等问题。因此,适用于SMELLIPOBA 的尺度缩放技术也是一个重要的研究方向。

参考文献:

- [1] McIntyre G R. Patterns in safety thinking [M]. Surrey: Ashgate Publishing Company, 2000.
- [2] U. S. Department of Transportation FAA. E-CFR 14 part 33- airworthiness standards; aircraft engines[EB/OL]. [2012-07-04]. <http://ecfr.gpoaccess.gov/cgi/t/text/text-idx?c=ecfr&sid=d7681d67d1ec93f1e00b81e2e23e680-e&rgn=div5&view=text&node=14:1.0.1.3.16&idno=14>.
- [3] U. S. Department of Transportation FAA. Advisory circular 33. 70-1: guidance material for aircraft engine-life-limited parts requirements[R]. Washington, DC: FAA, AC33. 70-1, 2009.
- [4] U. S. Department of Transportation FAA. Advisory circular 33. 75-1A: guidance material for 14 CFR 33. 75, safety analysis[R]. Washington, DC: FAA, AC33. 70-1, 2009.
- [5] 丁水汀, 张弓, 蔚夺魁, 等. 航空发动机适航概率风险评估方法研究综述 [J]. 航空动力学报, 2011, 26 (7): 1441-1451.
DING Shuiting, ZHANG Gong, YU Duokui, et al. Review of probabilistic risk assessment on aero-engine airworthiness[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26 (7): 1441-

1451. (in Chinese)
- [6] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. Oxford: Blackwell Publishing company, 2004.
- [7] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [8] 吕亚国, 刘振侠, 黄生勤. 航空发动机内流空气系统通用分析软件设计[J]. 计算机仿真, 2009, 26(7): 99-103.
- LÜ Yaguo, LIU Zhenxia, HUANG Shengqin. General analysis software design of aeroengine internal air system[J]. Computer Simulation, 2009, 26(7): 99-103. (in Chinese)
- [9] Lytle J K. The Numerical propulsion system simulation: an overview[R]. NASA/TM-2000-209915, 2000.
- [10] ZHAO Bin, LI Shaobin, LI Qiushi, et al. Numerical research on impact of air system bleeding on compressor performance[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 28(1): 38-47.
- [11] Alexiou A, Mathioudakia K. Secondary air system component modeling for engine performance simulations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, 131(5): 031202. 1-031202. 9.
- [12] LIU Chuankai, QIU Tian, DING Shuiting. Transient analysis of volume packing effects on turbofan engine [C]// The 2nd International Symposium on Aircraft Airworthiness. Beijing: Procedia Engineering, 2011: 549-558.
- [13] 杨春生, 孟昭荣. 危险的 11 分钟: 世界航空安全与事故分析[M]. 北京: 中国民航出版社, 2000.
- [14] Claus R W, Evans A L, Follen J G. Multidisciplinary propulsion simulation using NPSS [R]. AIAA 92-4709-CP, 1992.
- [15] Sehra K A, Whitlow W. Propulsion and power for 21st century aviation[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40(4): 199-235.
- [16] McKinney S J. Simulation of turbofan engine: Part I description of method and balancing technique[R]. AFAPL-TR-67-125, 1967.
- [17] Koenig R W, Fishbach L H. GENENG: a program for calculating design and off-design performance for turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN D-6552, 1972.
- [18] Fishbach L H, Koenig R W. GENENG: II a program for calculating design and off-design performance of two and three-spool turbofans with as many as three nozzles[R]. NASA TN D-6553, 1972.
- [19] Sellers J F, Daniele C J. DYNGEN: a program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN D-7901, 1975.
- [20] Fishbach H L, Caddy J M. NNEP: the navy NASA engine program[R]. NASA TM X-71857, 1975.
- [21] Plencner R M, Snyder C A. The navy/NASA engine program (NNEP 89): a user's manual [R]. NASA TM 105186, 1991.
- [22] Gordon S. The navy/NASA engine program (NNEP 89): Interfacing the program for the calculation of complex chemical equilibrium compositions (CEC)[R]. NASA Contractor Report 187208, 1991.
- [23] 李晓华. 面向对象软件过程的质量控制[J]. 计算机时代, 2006, 13(6): 1-2.
- [24] Curlett B P, Felder J L. Object-oriented approach for gas turbine engine simulation[R]. NASA TM 106044, 1995.
- [25] Denning P J. The science of computing: modeling reality [J]. American Scientist, 1990, 78(6): 495-498.
- [26] Drummond C K, Follen G J, Putt C W. Gas turbine system simulation: an object-oriented approach [R]. NASA TM 106970, 1995.
- [27] Daniele C J, Krosel S, Szuch J, et al. Digital computer program for generating dynamic turbofan engine models (DIGTEM)[R]. NASA TM-83446, 1983.
- [28] 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): 119-125.
- 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): 119-25. (in Chinese)
- [29] 唐海龙, 张津. 面向对象的航空发动机性能仿真程序设计方法研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(4): 421-424.
- TANG Hailong, ZHANG Jin. A study of object-oriented approach for aeroengine performance simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4): 421-424. (in Chinese)
- [30] 窦建平. 面向对象的航空发动机建模与仿真[D]. 南京航空航天大学, 2005.
- DOU Jianping. Object-oriented modeling and simulation of aeroengines[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [31] Reed J A. Onyx: an object-oriented framework for computational simulation of gas turbine systems[D]. Toledo: University of Toledo, 1998.
- [32] Reed J A, Afjeh A A. Computational simulation of gas turbines: Part 1 foundations of component-based models[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2000, 122(7): 366-376.
- [33] Follen G J. An object oriented extensible architecture for affordable aerospace propulsion systems[R]. ADP014162, 2003.
- [34] 张晓博, 王占学, 蔡元虎. 面向对象的航空发动机性能仿真系统研究[J]. 机械设计与制造, 2010, 11(11): 133-135.
- ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu. A study of object-oriented aero-engine performance simulation system[J]. Machinery Design and Manufacture, 2010, 11(11): 133-135. (in Chinese)
- [35] Bala A, Sethi V, Gatto E L, et al. PROOSIS: a collaborative venture for gas turbine performance simulation using an object oriented programming schema [C]// 18th International Symposium on Air Breathing Engines. Beijing: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007: 1357-1367.
- [36] Seldner K, Mihalow J R, Blaha R J. Generalized simulation technique for turbojet engine system analysis [R].

- NASA TN D-6610, 1972.
- [37] Szuch J R. Analysis of integral lift-fan engine dynamics [R]. NASA TM X-2691, 1973.
- [38] Szuch J R. HYDES: a generalized hybrid computer program for studying turbojet or turbofan engine dynamics [R]. NASA TM X-3014, 1974.
- [39] Szuch J R, Bruton W M. Real-time simulation of the TF 30-P-3 turbofan engine using a hybrid computer [R]. NASA TM X-3106, 1974.
- [40] Szuch J R, Seldner K. Real-time simulation of F 100-PW-100 turbofan engine using the hybrid computer [R]. NASA TMX-3261, 1975.
- [41] Haloulakos V E. The 'wave dynamics' program and its use in solving unsteady compressible flow problems [C]// 13th Fluid and Plasma dynamics conference. Colorado: AIAA, 1980; 1-12.
- [42] Kritpiphat W, Tontiwachwuthikul P, Chan C W. Pipeline network modeling and simulation for intelligent monitoring and control: a case study of a municipal water supply system [J]. Industrial and Engineering Chemistry Research, 1998, 37(3): 1033-1044.
- [43] Obradović D. Modelling of demand and losses in real-life water distribution systems [J]. Urban Water, 2000, 2(2): 131-139.
- [44] Reddy H P, Narasimhan S, Bhallamudi S M. Simulation and state estimation of transient flow in gas pipeline networks using a transfer function model [J]. Industrial and Engineering Chemistry Research, 2006, 45(11): 3853-3863.
- [45] 侯升平, 陶智, 韩树军, 等. 非稳态流体网络方法在发动机空气冷却系统中的应用 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 494-498.
- HOU Shengping, TAO Zhi, HAN Shujun, et al. Application of unsteady fluid network to air cooling system in engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 494-498. (in Chinese)
- [46] 侯升平, 陶智, 韩树军, 等. 非稳态流体网络模拟新方法及其应用 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1253-1257.
- HOU Shengping, TAO Zhi, HAN Shujun, et al. New simulation approach to the unsteady fluid network and the application [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1253-1257. (in Chinese)
- [47] 陶智, 侯升平, 韩树军, 等. 流体网络法在发动机空气冷却系统设计中的应用 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 1-6.
- TAO Zhi, HOU Shengping, HAN Shujun, et al. Study on application of fluid network into the design of air system in engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 1-6. (in Chinese)
- [48] Kutz K J, Speer T M. Simulation of the secondary air system of aero engines [J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(4): 306-315.
- [49] 吴丁毅. 内流系统的网络算法 [J]. 航空学报, 1996, 17(6): 653-657.
- WU Dingyi. Network technique of internal system [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(6): 653-657. (in Chinese)
- [50] 陆海鹰, 杨燕生. 航空发动机空气系统特性的数值模拟 [J]. 航空发动机, 1997(1): 6-13.
- [51] 蒋向华, 杨晓光, 王延荣. 一种结构可靠性的数值计算方法 [J]. 航空动力学报, 2006, 20(5): 778-782.
- JIANG Xianghua, YANG Xiaoguang, WANG Yanrong. Numerical approach for structure reliability evaluation [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 20(5): 778-782. (in Chinese)
- [52] 唐俊星, 陆山. 某涡轮盘低循环疲劳概率寿命数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 706-710.
- TANG Junxing, LU Shan. Numerical simulation of LCF probability life of a turbine disk [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(4): 706-710. (in Chinese)
- [53] Fishbach I. H. Computer simulation of engine systems [R]. AIAA 80-20051, 1980.
- [54] Khalid S, Hearne R. Enhancing dynamic model fidelity for improved prediction of turbofan engine transient performance [C]// AIAA/SAE/ASME 16th Joint Propulsion Conference, Hartford, Connecticut; AIAA, 1980; 1-12.
- [55] 朱之丽, 廖阔. 热交换对喷气发动机过渡过程影响分析 [J]. 推进技术, 1996, 17(3): 10-15.
- ZHU Zhili, LIAO Kuo. Analysis of heat transfer impacting on gas turbine engine transients [J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(3): 10-15. (in Chinese)
- [56] Visser W, Kluitters S. Modeling the effects of operating conditions and alternative fuels on gas turbine performance and emissions [R]. NLR-TP-98629, 1998.
- [57] Muller Y. Secondary air system model for integrated thermomechanical analysis of a jet engine [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air. Berlin: ASME, 2008; 1-16.
- [58] 侯升平. 航空发动机空气系统模拟方法研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.
- HOU Shengping. Study on the simulation method of air system in jet engine [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [59] Panchenko V, Moustapha H, Mah S, et al. Preliminary multi-disciplinary optimization in turbomachinery design [R]. ADP014195, 2003.
- [60] Dalton J, Churchill P, Maloney T M. National aerospace leadership initiative: Phase II [R]. AFRL-OSR-VA-TR-2011-0401, 2010.