

航空发动机性能与二次空气系统的耦合仿真模型

刘传凯^{1,2}, 姜宏超¹, 李艳茹³, 李圆圆³, 丁水汀^{1,2}

- (1. 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;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;
3. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 提出了一种航空发动机整机全流域零维仿真方法。该方法采用模块化建模的思想,集成并实现了发动机过渡态总体性能模型与空气系统模型之间的动态数据交互和耦合求解,基于面向对象的技术开发了模块化的仿真程序,以某涡扇发动机的核心机为对象建立了仿真算例,模拟并分析了过渡过程中空气系统各引气、汇流支路的动态变化及其对发动机总体性能参数的影响。结果表明:发动机主流道与内流空气系统的动态交互作用虽然并不会显著影响发动机过渡过程总体性能参数,但却足以造成空气系统各局部支路显著的非均衡响应,这是现代高性能航空发动机精细化设计中不应忽略的因素。

关 键 词: 航空发动机; 空气系统; 瞬态; 模块化建模; 零维仿真

中图分类号: V228.3

文献标志码: A

Coupled simulation model of aero-engine performance and secondary air system

LIU Chuankai^{1,2}, JIANG Hongchao¹, LI Yanru³,
LI Yuanyuan³, DING Shuiting^{1,2}

- (1. 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;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;
3. School of Transportation Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: An approach for zero-dimensional simulation of whole engine gas path was presented. By adopting modular modeling ideology, the transient engine performance model and air-system model were integrated and solved by means of dynamic data exchange. The corresponding modular simulation program was coded by utilizing object-oriented technology. A turbofan core engine was modeled to predict and analyze the dynamic changes of the air system bleeding and returning branches as well as their influences on the overall engine performance. Results show that the dynamic interaction between the main gas path and secondary air system exerts little influence on the overall performance of the aero-engine, but this influence is strong enough to cause significant imbalanced local responses of the secondary air system. This

收稿日期: 2015-10-26

基金项目: 国防基础科研计划(B2120132006); 教育部长江学者创新团队“航空发动机复杂系统安全性”(IRT0905)

作者简介: 刘传凯(1979—),男,讲师、硕士生导师,博士,主要从事航空发动机总体技术研究。

引用格式: 刘传凯,姜宏超,李艳茹,等. 航空发动机性能与二次空气系统的耦合仿真模型[J]. 航空动力学报,2017,32(7):1623-1630. LIU Chuankai,JIANG Hongchao,LI Yanru, et al. Coupled simulation model of aero-engine performance and secondary air system[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(7):1623-1630.

adverse impact should not be ignored in the design of modern high performance aero engine.

Key words: aero-engine; air system; transient; modular modeling; zero-dimensional simulation

当航空发动机工作于过渡过程时,主流道和空气系统参数具有不同的响应特性^[1-3]。尤其在航空发动机快速机动的过程中,主流道与空气系统气路参数响应特性的差异有可能导致维持发动机涡轮盘腔封严流量或涡轮叶片气膜出流的压力差出现瞬间的下降,严重时甚至可能直接诱发瞬态燃气入侵,并导致难于预测的过渡态载荷,成为导致发动机危险性失效的潜在因素。

依据目前空气系统分析的一般流程^[4],需要首先通过性能分析模型^[5-7]计算出总体气动热力参数,然后以发动机总体气动热力参数(或者经进一步的部件 CFD 仿真得到的压气机、涡轮叶栅气动参数)为边界条件进行空气系统模型^[8-9]的求解计算。上述方法虽然可以通过人工的设计迭代和参数交互在发动机稳态点的计算分析中达到一定的工程精度,但该方法割裂了发动机主流道和内流空气系统之间固有的动态交互作用,无法实现发动机主流道与空气系统之间的实时参数传递,给航空发动机瞬态空气系统分析和零部件过渡态载荷分析带来显著的系统误差。因此,随着先进航空涡轮发动机设计的精细化程度不断提升,性能模型与空气系统的耦合问题开始受到关注^[10-11]。

本文提出了一种实现航空发动机过渡过程性能模型与空气系统模型的直接耦合方法。基于模块化的设计思想,建立了航空发动机过渡态性能模型与空气系统模型的数据交互接口和模块化耦合求解机制,分析了过渡过程中空气系统与主流道气路之间的动态交互机理及其影响。研究结果可为航空发动机瞬态空气系统和零部件过渡过程载荷的精细化分析提供技术参考。

1 耦合仿真的总体思路

航空发动机总体性能与空气系统目前采用的主要仿真模型分别是部件法^[12]和网络法^[13]。两者都是以数据库为基础的零维模型,都具有模块化建模的特征,都采用试凑的方法进行迭代计算。但试给参数和平衡检验方程的选取机制有显著区别。

部件法性能模型是基于发动机部件特性的零维仿真模型,该模型根据发动机的气动热力过程,将整台发动机划分成几大功能部件。以航空发动机各部件本身的工作参数或性能参数作为初始试

给参数,按照流动方向对各个部件进行顺次计算,并依据各部件间必须满足的共同工作条件和选定的发动机控制规律建立试给参数修正量的求解矩阵,对初始试给参数进行迭代修正。

网络法空气系统模型是基于元件特性的零维仿真模型。该模型将系统的流路和腔室分解成由相应元件和节点组成的网络^[14],然后以各节点的气体参数作为初始试给参数,通过计算节点上等数量的平衡方程来构建试给参数修正值的求解矩阵,进而迭代计算得到收敛解。网络法不需要按照流动方向进行逐个元件的计算,但必须首先确定的流体网络边界信息,才能迭代求解。

由于航空发动机性能模型与空气系统模型的建模和求解机制存在上述显著差异,需要建立兼顾两者算法的特点的模块化耦合交互接口。即,在基于残量法进行耦合仿真并生成残量修正矩阵的过程中,既要保证性能模型的每一个部件模块都能依据“试给参数”获得所需“上游”部件出口的气路参数,也要保证“试给变量”能提供空气系统网络模型确定的边界信息。更重要的是,所建立的每一个界面交互模块都应该有数量相等的试给变量和平衡检验方程,以保证耦合仿真模型方程的封闭性和模块化设计特征。

2 性能与空气系统模型的耦合

2.1 交互接口模块

基于模块化设计思想,并依据航空发动机主流道与空气系统气路交互的结构特征和物理机制,将其交互界面分为两种基本的通用模块:引气模块、汇流模块。

2.1.1 引气模块

航空发动机空气系统引气一般发生在压气机级间、压气机末级或燃烧室二股气流。在实际航空发动机过渡过程中,空气系统引气流量占主流道流量的比例 v (引气比)是依据整机气路匹配关系而动态变化的,因此,本文将 v 设为引气模块中的待定试给量。引气模块的基本架构如图1所示,该模型由主流道中的1个虚拟的分流部件与空气系统中的1个边界节点组合而成。

对于分流部件,建立如下模型假设和说明:

①分流部件本身为无总压损失的理想部件,其总压损失被折算到相邻的上、下游部件中;②工质由主流道单向进入空气系统,且工质为纯空气(无燃油及其燃烧产物);③引气比 v 虽然是动态变化的,但不存在逆流的情况。

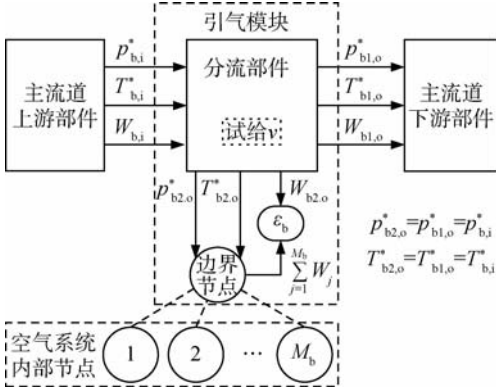


图 1 引气模块基本架构

Fig. 1 Basic architecture for bleeding module

设分流部件进气总压、总温、流量为 $p_{b,i}^*, T_{b,i}^*, W_{b,i}$, 则分流部件出口总压、总温、流量分别为

$$p_{b1,o}^* = p_{b,i}^* \quad (1)$$

$$T_{b1,o}^* = T_{b,i}^* \quad (2)$$

$$W_{b1,o} = (1 - v) \cdot W_{b,i} \quad (3)$$

边界节点的总压 $p_{b2,o}^*$ 和总温 $T_{b2,o}^*$ 直接取值分流部件进口的总压 $p_{b,i}^*$ 和总温 $T_{b,i}^*$ 。分流部件的引气流量 $W_{b2,o} = v \cdot W_{b,i}$, 该流量应该跟流入空气系统边界节点的流量相等。

设空气系统引气边界节点连接的内部支路数量为 M_b 个, 则流量连续的残量检验方程为

$$\epsilon_b = W_{b2,o} - \sum_{j=1}^{M_b} W_j \quad (4)$$

式中 W_j 表示与空气系统边界节点相连的第 j 个支路流量。空气系统各内部支路流量 W_j 的算法参见文献[4,13]。

2.1.2 汇流模块

空气系统汇入主流道的过程比较复杂,往往在同一个主流道部件上存在多个空气系统汇流支路。例如,涡轮盘的封严间隙、导向器叶片气膜孔、转子叶片气膜孔等。汇流模块的基本架构如图 2 所示,该模块由主流道中的 1 个虚拟汇流部件与多个空气系统边界节点组合而成。

对于汇流部件,其总压损失同样被折算到相邻的上下游部件中。主流道汇流部件的工质通常为燃气,正常工作状态下工质由空气系统汇入主流道,但极端情况下,存在瞬时燃气入侵空气系统的可能。

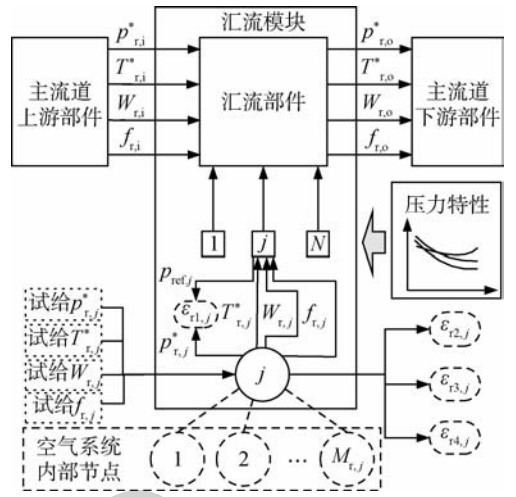


图 2 汇流模块基本架构

Fig. 2 Basic architecture for returning module

因此,燃气的油气比是汇流模块需要考虑的参数。

假设主流道同一个截面或部件(如涡轮转子)内共有 N 个空气系统汇流边界节点(如气膜孔出口),其中,第 j 个边界节点连接的内部支路数量为 $M_{r,j}$ 个。模型求解过程中,需要试给每一个边界节点的总压、总温、流量和油气比,设第 j 个边界节点的试给总压、总温、流量、油气比分别为 $p_{r,j}^*, T_{r,j}^*, W_{r,j}, f_{r,j}$ 。则汇流部件可以得到所有“上游”支路的气路参数,其出口的总压、流量、总焓、油气比分别为

$$p_{r,o}^* = p_{r,i}^* \quad (5)$$

$$W_{r,o} = W_{r,i} + \sum_{j=1}^N W_{r,j} \quad (6)$$

$$h_{r,o}^* = \frac{h_{r,i}^* \cdot W_{r,i} + \sum_{j=1}^N h_{r,j}^* \cdot W_{r,j}}{W_{r,o}} \quad (7)$$

$$f_{r,o} = \frac{\frac{f_{r,i}}{1 + f_{r,i}} \cdot W_{r,i} + \sum_{j=1}^N \frac{f_{r,j}}{1 + f_{r,j}} \cdot W_{r,j}}{W_{m,o} - \frac{f_{r,i}}{1 + f_{r,i}} \cdot W_{r,i} - \sum_{j=1}^N \frac{f_{r,j}}{1 + f_{r,j}} \cdot W_{r,j}} \quad (8)$$

式中汇流部件出口总温 $T_{r,o}^*$ 可依据燃气物性拟合式^[15]由 $h_{r,o}^*$ 和 $f_{r,o}$ 求得。

考虑到压力平衡,空气系统第 j 个汇流边界节点的试给总压 $p_{r,j}^*$ 应该等于主流道对应位置的表面压力 $p_{ref,j}$, 因此,第 j 个边界节点的压力平衡残量检验方程为

$$\epsilon_{r1,j} = p_{ref,j} - p_{r,j}^* \quad (9)$$

对于静止部件的汇流过程(如导向器叶片气膜孔),通过无量纲分析可知,在忽略低雷诺数效应的情况下, $p_{ref,j}$ 与主流道当地总压 $p_{r,i}^*$ 之比可

以表示为与主流道折合流量相关的单值函数

$$\frac{p_{ref,j}}{p_{r,i}^*} = f\left(\frac{W_{r,i} \sqrt{T_{r,i}^*}}{p_{r,i}^*}\right) \tag{10}$$

对于涡轮转子部件的汇流过程(如工作叶片气膜孔), $p_{r,i}^*$ 表示涡轮进口总压。依据涡轮的相似工作条件^[16], 涡轮部件的相似工作状态由相对折合转速 $\bar{n}_{cor}$ 和膨胀比 π_t 决定, 因此, $p_{ref,j}$ 与 $p_{r,i}^*$ 之比可以表示为如下通用形式:

$$\frac{p_{ref,j}}{p_{r,i}^*} = f(\bar{n}_{cor}, \pi_t) \tag{11}$$

本文采用 CFD 仿真获得的典型静止部件相对压力特性与转子部件的典型相对压力特性分别如图 3 和图 4 所示。耦合模型求解过程中针对转子部件表面压力特性的插值算法与常规压气机特性或涡轮特性的插值方法^[12] 相同。

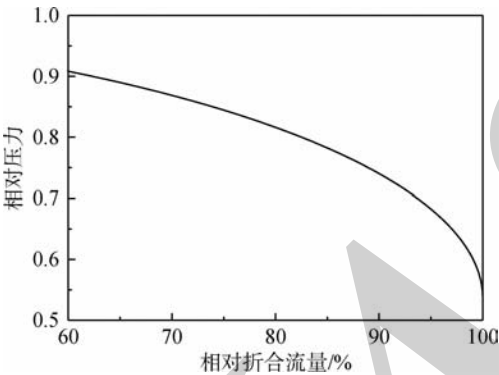


图 3 静止部件典型表面相对压力特性

Fig. 3 Relative pressure characteristic of static component surface

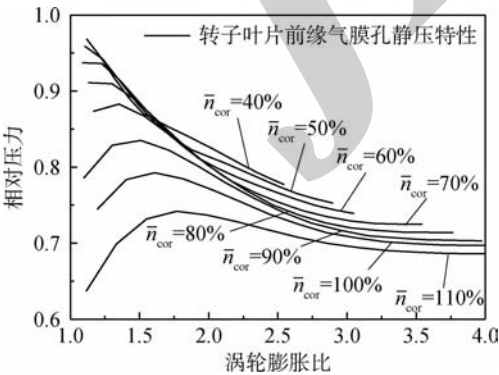


图 4 旋转部件典型表面相对压力特性

Fig. 4 Relative pressure characteristic of rotating component surface

需要说明, 式(10)和式(11)所表示的相对压力特性均与空气系统汇流边界节点的几何位置直接相关, 也就是说, 对于每一个边界节点(如气膜孔出口)均需要建立独立的特性数据。

每一个边界节点的试给总温、总压和油气比与各相邻支路的对应参数均应满足残量检验方程。其中, 第 j 个边界节点的能量守恒残量检验方程为

$$\epsilon_{r2,j} = h_{r,j}^* \cdot W_{r,j} - \sum_{k=1}^{M_{r,j}} h_k^* \cdot W_k \tag{12}$$

质量连续残量检验方程为

$$\epsilon_{r3,j} = W_{r,j} - \sum_{k=1}^{M_{r,j}} W_k \tag{13}$$

油气比残量检验方程为

$$\epsilon_{r4,j} = \frac{f_{r,j}}{1 + f_{r,j}} \cdot W_{r,j} - \sum_{k=1}^{M_{r,j}} \frac{f_k}{1 + f_k} \cdot W_k \tag{14}$$

式(12)~式(14)中 $h_{r,j}^*$ 表示第 j 个边界节点的总比焓; W_k 和 f_k 分别表示与边界节点相连的第 k 个支路流量和油气比。

2.2 耦合仿真模型的方程封闭机制

现有的发动机过渡态性能模型^[12] 与瞬态空气系统模型^[17-18] 本身均具有完善的方程封闭机制。在采用残量法进行耦合求解的过程中, 每增加 1 个引气模块就引入 1 个试给变量和 1 个平衡检验残量; 每增加 1 个汇流模块就引入 4N 个试给变量和 4N 个平衡检验残量。因此, 在主流道与空气系统的耦合模型中加入任意数量的引气模块和汇流模块, 新增试给参数恒等于新增残量检验方程的数量, 耦合模型的方程始终封闭。本文采用 $N+1$ 残量法^[12] 求解残量检验方程组。

3 仿真示例

3.1 仿真建模

整机耦合仿真程序在 Visual Studio 2010 平台下采用基于 .NET Framework 的面向对象的编程语言开发。为了简化问题描述, 仅以某双转子涡轮发动机核心机(相当于单轴涡喷发动机)为对象进行主流道与空气系统耦合仿真建模。该发动机低压涡轮导向器(相当于核心机尾喷管, 简称喷管)喉道面积不可调。冷却空气从高压压气机末端引出, 经由盘腔、轴承、孔、缝、蓖齿、榫槽、涡轮盘封严间隙、叶片内冷通道、导向器叶片气膜孔、转子叶片气膜孔等空气系统流路汇入主流道。

模块化的整机全流域一体化零维仿真模型如图 5 所示。耦合仿真模型中主流道模块的各部件(压气机、燃烧室、涡轮等)内部气动热力过程、容腔效应、过渡态共同工作平衡残量检验方程均使用目前的成熟算法^[5-7, 12]; 瞬态空气系统模块的元

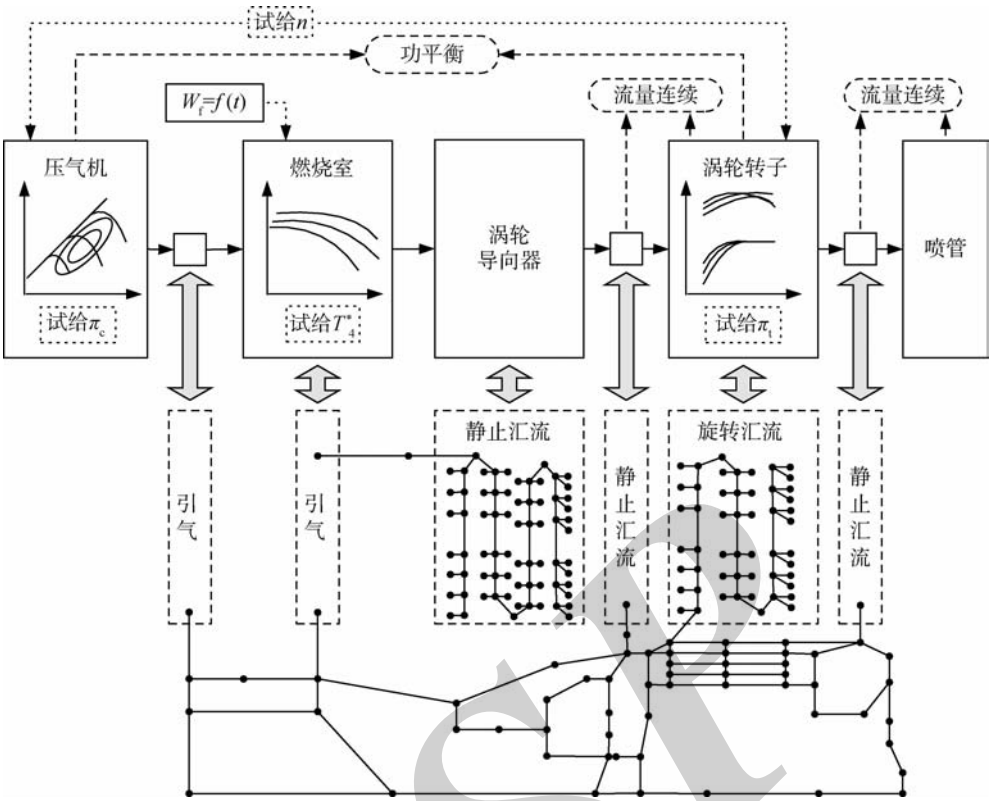


图 5 航空发动机性能与二次空气系统耦合模型架构

Fig. 5 Architecture for the coupled model of aero-engine performance and secondary air system

件包括容腔元件(如压气机盘腔、涡轮盘腔等)、节点元件、管道元件(盘轴间隙等)、节流元件(如孔、缝、蓖齿等),其元件特性及模块化求解算法详列于文献[4,13,17-18],本文不重复赘述。

3.2 计算条件与假设

仿真计算以地面台架 100%额定转速为设计点,在图 6 所示的过渡态供油规律下,模拟发动机核心机在 81.5%~100%转速之间的加速和减速工作过程。

耦合仿真考虑了过渡过程中主流道和空气系统容腔效应的影响,但采用了以下假设:①过渡状

态下主流道各部件和空气系统各阻力元件特性与稳态时的特性一样;②不考虑发动机燃烧延迟的影响;③不考虑部件换热的影响;④不考虑空气系统引气流量及汇流流量的动态变化对主流道阻力特性或部件特性的影响;⑤不考虑离心力、热膨胀等因素导致的几何尺寸的变化。

需要说明的是,以上假设仅为清晰阐明发动机主流道与空气系统耦合算法和机理而进行的简化。而没有否定这些因素在发动机实际瞬态空气系统的分析中的重要性。对于上述影响因素,将通过后续研究,在整机耦合模型逐渐完善的基础上,逐步进行深入探讨。

3.3 结果分析

3.3.1 空气系统总冷气比的动态变化

以发动机压气机进口空气流量为基准,图 7 给出了由主流道流入空气系统的相对流量(总引气比),以及由空气系统汇入主流道的相对流量(总汇流比)的模拟结果。在耦合仿真模型中,空气系统的总引气比和总汇流比并不是常数,而是由发动机整机气路的匹配关系决定的动态变量。从图 7 可以看出,在整个发动机过渡过程中,虽然其动态变化幅度只有 2 个百分点左右,但如果以

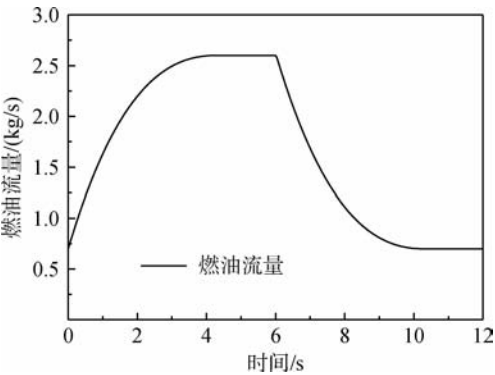


图 6 发动机燃油流量随时间的变化过程

Fig. 6 Variation of engine fuel mass flow with time

空气系统的总引气比为对比基准,相对变化幅度可达 14%。不仅如此,图 7 还表明,在发动机加速过程中,空气系统总引气比大于总汇流比,在减速过程中,空气系统的总引气比小于总汇流比。这主要是因为空气系统内部容腔在发动机加、减速过程中的“存储”和“释放”作用所致。

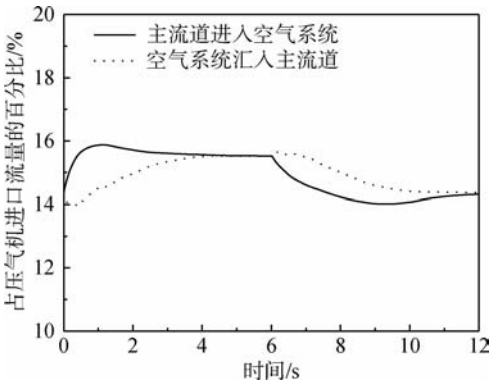


图 7 流入/出空气系统的流量变化

Fig. 7 Vaviation of mass flow of air system bleeding and returning

3.3.2 涡轮导向器/转子叶片冷气比的动态变化

图 8 给出了发动机涡轮导向器和涡轮转子总冷气流量的相对变化过程。在本文的算例中,涡轮导向器的冷气由燃烧室二股气流直接引入,涡轮转子叶片的冷气则经过了发动机内部多个盘腔和阻力元件再汇入主流道。因此导致涡轮导向器和涡轮转子叶片冷气流量经历了不同变化过程。涡轮导向器的冷气流量能够跟随主流道压力的变化较为快速响应,而转子叶片冷气流量却显然受到了空气系统内部“容腔效应”的作用,其变化过程相对滞后:加速过程主流道流量的快速增加导致转子叶片相对冷气流量(冷气比)出现了瞬时下

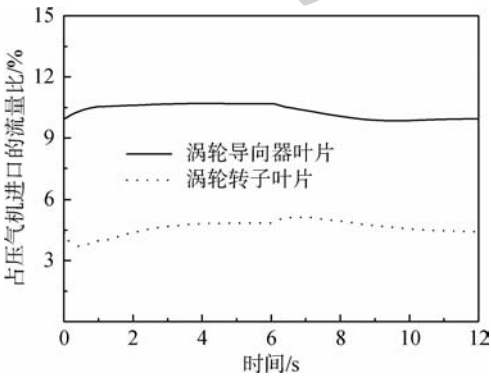


图 8 涡轮导向器/转子冷气的相对流量变化

Fig. 8 Variation of coolant relative mass flow of turbine guide/rotor

降,而减速过程的变化规律正好相反。

3.3.3 转子叶片气膜流量的动态变化

图 9 给出了过渡过程发动机涡轮转子叶片前缘、叶盆(压力面)、叶背(吸力面)典型位置气膜孔流量的相对变化过程(以 100% 稳定转速下各气膜孔出流流量为基准)。可以看出,涡轮转子叶片不同位置气膜孔冷气流量的瞬态演化规律各不相同:涡轮叶片前缘和叶盆位置的气膜孔在加速过程中出现了气膜出流流量的瞬时下降,且前缘气膜孔的降幅更明显;叶背位置的气膜出流流量未出现瞬时下降的现象。这一方面与转子叶片表面压力在过渡过程的复杂演化过程相关,另一方面,叶片前缘和叶盆位置直接承受燃气冲击,表面压力相对较高,叶片内通道的冷气压力与上述位置表面压力的差异相对较小,叶片前缘和叶盆气膜流量对空气系统压力的滞后响应更加敏感。

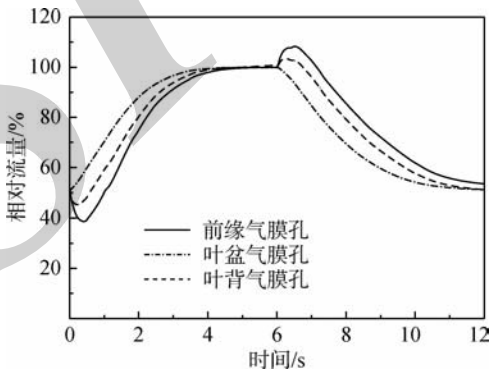


图 9 涡轮转子叶片不同位置气膜孔的流量变化

Fig. 9 Variation of mass flow of film holes with different locations on turbine rotor blade

3.3.4 发动机过渡过程性能参数

发动机整机全流域零维耦合模型更精细的考虑了空气系统各引气、汇流支路的动态变化。因此,该耦合模型理论上也能够更准确地实现发动机过渡态性能参数的模拟。图 10 和图 11 分别比较了本文耦合模型与传统性能模型^[12]对发动机物理转速和进口空气流量的模拟结果。其中,两种计算模型均未考虑部件换热和几何形变的影响,均以 100% 稳定转速状态作为设计点,并且所采用的主流道部件特性及设计点部件性能参数均完全相同。可以看出,两个模型模拟的发动机总体性能参数在设计转速状态完全相同,在非设计状态则存在少量偏差。其中,物理转速最大相对差异为 0.22%,发动机进口流量的最大相对差异为 0.79%。这种差异在机理上体现了发动机主流

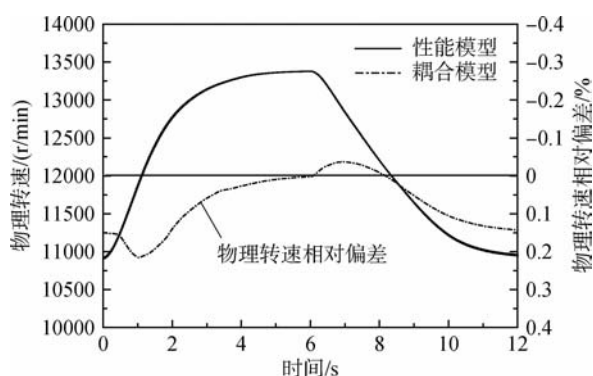


图 10 耦合模型与性能模型的差异(转速变化)

Fig. 10 Coupled model and performance model discrepancies (rotating speed variation)

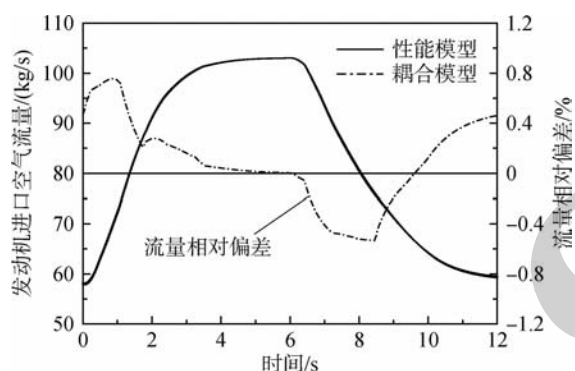


图 11 耦合模型与性能模型的差异(进口流量变化)

Fig. 11 Coupled model and performance model discrepancies (intake mass flow variation)

道与空气系统的动态耦合作用对发动机整机性能参数的宏观影响。不过,虽然这种耦合作用对发动机总体性能参数的影响比较有限,但是所导致的空气系统各局部支路非均衡的相对变化过程却是航空发动机瞬态空气系统分析和瞬态热分析中不应忽视的因素。

4 结 论

本文建立了航空发动机过渡态性能模型与瞬态空气系统模型的通用数据交互接口模块,通过合理的架构设计,保证了每一个接口模块都具有数量相等的试给变量和平衡检验方程,实现了过渡过程中发动机整机全流域气路参数动态演化过程的模块化建模和一体化耦合求解。基于本文的算例,主要结论如下:

1) 发动机空气系统引气流量占发动机进口总流量的比例是由发动机整机气路的匹配关系决定的动态变量,其最大绝对变化幅度为 2 个百分点,相对变化幅度在 14% 左右。

2) 涡轮导向器和涡轮转子叶片冷气流量具

有不同的动态演化特性。转子叶片冷气流量会更显著地受到空气系统内部“容腔效应”的影响;

3) 同一个转子叶片不同位置的气膜孔流量在过渡过程中呈现不同的动态演化规律。相对于叶背位置的气膜孔,前缘和叶盆位置的气膜冷气流量对空气系统压力响应滞后的影响更加敏感;

4) 发动机主流道与内流空气系统的动态交互作用虽然并不会显著影响发动机过渡过程总体性能参数,但是足以造成空气系统各局部支路显著的非均衡响应,这是现代高性能航空发动机精细化设计中不可忽略的因素。

需要说明的是,在国外公开的有关研究^[11]中,空气系统被整体抽象并模化为若干具有一定特性的部件,该方法虽然能够模拟空气系统引气流量的总体变化情况,但并不能估算空气系统各细节支路的局部变化。而本文则实现了发动机部件法性能模型与网络法整机空气系统模型的直接耦合,能够精细“捕捉”空气系统内部及其与主流道交互的每一个局部支路气流参数的动态演化过程。从计算结果上看,本文模拟的空气系统总冷气比例变化幅度与国外公开的结果^[11]在量级上是吻合的,表明该建模方法是合理的。不仅如此,耦合仿真模型所集成的过渡态性能模型^[12]和瞬态空气系统模型^[17-18]均是成熟方法或已经过部件(元件)级验证。而且该仿真模型作为以数据库为基础的零维仿真方法,可以在工程应用的过程中通过完善特性数据或基于试验数据的特性自适应修正^[19-20]等方法进一步提升模拟精度。

本文的仿真算例忽略了发动机部件换热和几何形变等因素的影响,而实际航空发动机部件换热及几何形变所导致的整机气路耦合响应问题会更加复杂,这将在今后的研究中更深入的剖析。

参考文献:

- [1] GALLAR L, CALCAGNI C, LLORENS C, et al. Time accurate modelling of the secondary air system response to rapid transients[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(8): 946-958.
- [2] GALLAR L, CALCAGNI C, PACHIDIS V, et al. Development of a one dimensional dynamic gas turbine secondary air system model; Part I tool components development and validation[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air. Orlando: American Society of Mechanical Engineers, 2009: 457-465.
- [3] CALCAGNI C, GALLAR L, PACHIDIS V. Development of a one dimensional dynamic gas turbine secondary air system model; Part II assembly and validation of a com-

- plete network[C] // Proceedings of ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air, Orlando: American Society of Mechanical Engineers, 2009: 466-474.
- [4] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第16册 空气系统及传热分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
- [5] 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)
- [6] BALA A, SETHI V, GATTO E L, et al. PROOSIS: a collaborative venture for gas turbine performance simulation using an object oriented programming schema[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISABE-2007-1357, 2007.
- [7] ALEXIOU A, BAALBERGEN E H. Advanced capabilities for gas turbine engine performance simulations[R]. ASME Paper GT2007-27086, 2007.
- [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]. The Computer Simulation, 2009, 26(7): 99-103. (in Chinese)
- [9] MAJUMDAR A K. A general fluid system simulation program to model secondary flows in turbomachinery[R]. AIAA 95-2969, 1995
- [10] LIU Chuankai, QIU Tian, DING Shuiting. Transient analysis of volume packing effects on turbofan engine[J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 549-558.
- [11] ALEXIOU A, MATHIOUDAKIS A. Secondary air system component modeling for engine performance simulations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2009, 131(3): 1-9.
- [12] 骆广琦, 桑增产, 王如根, 等. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [13] 曹玉璋, 陶智, 徐国强, 等. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [14] 陆海鹰, 杨燕生, 王鸣. 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.
- [15] 范作民. 热力过程计算与燃气表[M]. 北京: 国防工业出版社, 1987.
- [16] 彭泽琰, 刘刚, 桂幸民. 航空燃气轮机原理: 上册[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [17] 刘传凯, 刘海明, 李艳茹, 等. 强瞬变空气系统的模块化仿真建模[J]. 航空动力学报, 2015, 30(8): 1826-1833.
LIU Changkai, LIU Haiming, LI Yanru, et al. Modularized simulation modeling of air system with fast transients[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1826-1833. (in Chinese)
- [18] 刘传凯, 李圆圆, 李艳茹, 等. 涡轮轴断裂条件下空气系统强瞬变过程分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 47-53.
LIU Chuankai, LI Yuanyuan, LI Yanru, et al. Dynamic analysis of air system with fast transients in shaft failure event[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 47-53. (in Chinese)
- [19] 陈玉春, 黄兴, 徐思远, 等. 涡轮发动机部件特性自适应模型的确定方法[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 214-218.
CHEN Yuchun, HUANG Xing, XU Siyuan, et al. A method of definition for the adaptive simulation model of gas turbine performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 214-218. (in Chinese)
- [20] MISTE G A, BENINI E. Turbojet engine performance tuning with a new map adaptation concept[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(7): 1-8.

(编辑: 王碧琚)