

文章编号: 1000-8055(2024)12-20220451-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220451

航空发动机内部容腔耦合响应规律

刘传凯^{1,2}, 左 亢¹, 王家俊¹, 丁水汀^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;

2. 北京航空航天大学

能源与动力工程学院 飞机/发动机综合系统安全性北京市重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 为了准确评估航空发动机快速机动过程中容积效应的影响, 提出了发动机内部容腔低维模化方法和控制方程。通过集成发动机主流道与二次空气系统的耦合算法, 建立了考虑容积效应影响的航空发动机全流域仿真模型, 模拟并分析了快速机动过程中航空发动机整机系统环境下多容腔耦合响应规律和机理。研究表明: 容积效应虽然并不会对航空发动机过渡态性能造成显著宏观影响, 但却导致发动机内部不同区域气路参数呈现不可忽视的非均衡响应现象。在发动机快速机动过程中, 轴向力峰值相对变化幅度可达轴向力设计值 10% 左右, 增大了航空发动机过渡过程的潜在安全风险。且当容腔特征时间小于 0.01 s, 那么其容积效应对航空发动机的影响基本可以忽略。容腔的特征时间与发动机的推力响应时间量级越接近, 其导致危险过渡态载荷的风险越高, 这是现代高性能航空发动机设计中不应忽略的影响因素。

关 键 词: 系统安全; 容腔效应; 空气系统; 瞬态; 零维仿真

中图分类号: V228.3

文献标志码: A

Coupling response law of aero-engine internal cavities

LIU Chuankai^{1,2}, ZUO Kang¹, WANG Jiajun¹, DING Shuiting^{1,2}

(1. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;

2. Beijing Key Laboratory on Safety of Integrated Aircraft and Propulsion System,

School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to accurately evaluate volume packing effects of aero-engine in rapid transients, a low-dimensional modeling method and the corresponding governing equations for the aero-engine internal cavities were proposed. By means of integrating the coupling algorithm of aero-engine main gas path and secondary air-system, an aero-engine whole gas path model considering volume packing effects was established. Predictions and analysis were made for the cavities responses in aero engine system environment during rapid transients. The result showed that the volume packing effects exerted little effects on the overall transient performance of the aero-engine, but its effect can cause significant imbalanced local responses in aero-engine gas path. In the process of rapid engine maneuvering, the relative change amplitude of the peak axial force can reach about 10% of the design value of the axial force, which increased the potential safety risk in the transition process of the aero-engine. And when the cavity characteristic time was less than 0.01 s, the effect of its volumetric effect on the aero engine can be basically ignored. The closer the characteristic time of the cavity was to the thrust response time of the engine, the higher the risk of dangerous transition state loads, making it an influencing factor that should not be ignored in modern high-performance aero-engine designs.

收稿日期: 2022-06-23

基金项目: 两机重大专项基础研究项目(J2019-III-0003-0046)

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

引用格式: 刘传凯, 左亢, 王家俊, 等. 航空发动机内部容腔耦合响应规律[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20220451. LIU Chuankai, ZUO Kang, WANG Jiajun, et al. Coupling response law of aero-engine internal cavities[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20220451.

Keywords: system safety; volume packing effects; air system; transient; zero-dimensional simulation

在航空发动机过渡态工作过程中,发动机内部各腔室对气体的“存储”和“释放”作用^[1-4]在不同程度上延缓腔室内气体参数的响应速度。尤其随着现代高性能航空发动机循环参数和机动性的不断提升,在其大幅度快速机动过程中,发动机主流道与空气系统之间,以及空气系统不同区域之间的容腔压力响应速度会存在不可忽视的差异,导致转子轴向力、涡轮盘腔封严压力差、滑油腔封严的压力差等载荷发生难以预测的复杂变化,给发动机造成潜在的安全性隐患。

航空发动机内部腔室容积效应诱发的复杂瞬变载荷是其整机环境下内部气路多区域之间的一种系统匹配问题。需要从系统和整机的角度分析其瞬变过程。目前,一些高精度航空发动机过渡态性能模型^[5-6]考虑了主流道主要部件(燃烧室、外涵道、加力燃烧室等)容积效应,但基于定比例空气系统引气假设的上述性能模型无法评估空气系统容腔压力响应相对滞后造成的影响。现有的空气系统的仿真研究^[7-9]大多数以稳态为主,少量瞬态空气系统的研究在基本元件的瞬态特性以及局部空气系统响应特性等方面开展了一些探索^[10-14],但航空发动机系统环境下多区域容腔的耦合响应问题并未在公开文献中得到充分关注。

本文以典型的混合排气小涵道比涡扇发动机为研究对象,建立了包含发动机整机各区域容积效应的过渡态全流域仿真模型。剖析了发动机在快速机动过程中,不同区域容积效应造成的气路参数非均衡响应规律和机理。研究结果可为精细化的航空发动机过渡态载荷评估,以及深入理解高性能航空发动机过渡态载荷演化规律提供参考。

1 零维容腔模型

由于发动机主流道部件和二次空气系统腔室功能及工作原理不同,两者内部气流的流动状态也存在显著区别:主流道部件气体虽然主要以亚声速流动为主,但平均流速与当地声速处于同等量级。其流动方向总体上是沿发动机轴线由前向后,径向速度分量相对较小。在快速瞬变过程中,沿发动机轴向的惯性力具有一定影响。而空气系统内部压力梯度主要体现在腔室之间的节流元件附近,各腔室内部的气体压力梯度相对微小,腔

室内气流沿轴向和径向的速度分量通常比当地声速低一个数量级以上(少数旋转盘腔内气体的切向速度分量例外)。除了极少数长直管道元件,惯性力的影响总体上微小。因此,需要分别确立针对发动机主流道与空气系统内部腔室的控制方程。

1.1 主流路部件容腔模型

文献[15]给出了性能仿真中处理主流道非定常容积效应的常用方法。即假定发动机主流道部件后连接一个压力和温度均匀的容积室。这种方法没有考虑主流道气体惯性力的影响,而且仅在部件出口串联容积室的假设,对于压气机、涡轮等压力梯度较大的部件,会存在较大的计算误差。

为此,本文在考虑主流道气体轴向惯性力的基础上,将部件容积效应模化为无容积理想部件与进出口两个无流阻容腔的串联组合,如图1所示。每一个容腔都被抽象为具有一定长度的等截面流道。图中, $\bar{V}$ 表示部件的容积。

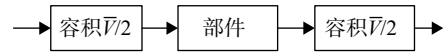


图1 部件容腔的简化模型

Fig. 1 Simplified model of component cavity

忽略主流道部件内部径向速度分量的影响,依据质量连续和能量守恒分别建立残量方程

$$V_v \frac{d\bar{\rho}_v}{dt} - (\rho_{v,i} u_{v,i} - \rho_{v,o} u_{v,o}) A_v = 0 \quad (1)$$

$$V_v \left[\frac{d(\bar{\rho}_v \cdot \bar{e}_v)}{dt} + \bar{\rho}_v \bar{u}_v \frac{d\bar{u}_v}{dt} + \frac{\bar{u}_v^2}{2} \cdot \frac{d\bar{\rho}_v}{dt} \right] - (\rho_{v,i} u_{v,i} h_{v,i}^* - \rho_{v,o} u_{v,o} h_{v,o}^*) A_v = 0 \quad (2)$$

式中容腔体积 $V_v = L \cdot A_v = \bar{V}/2$, $\rho_{v,i}$ 和 $\rho_{v,o}$ 分别为容腔进、出口的静密度, $u_{v,i}$ 和 $u_{v,o}$ 分别为容腔进、出口气流速度, $\bar{\rho}_v$ 、 $\bar{e}_v$ 分别为容腔内气体平均静密度和平均比内能,是进、出口对应参数的算术平均值; $h_{v,i}$ 和 $h_{v,o}^*$ 分别表示容腔部件进、出口气体的总比焓。

假设除了容积效应和惯性力影响,气体流过容腔不存在任何流动阻力(所有气流阻力影响以及其他气动热力过程均包含在各部件本身的算法中),则容腔动量守恒的残量方程为

$$V_v \frac{d(\bar{\rho}_v \bar{u}_v)}{dt} - (p_{v,i} - p_{v,o}) A_v - (\rho_{v,i} u_{v,i}^2 - \rho_{v,o} u_{v,o}^2) A_v = 0 \quad (3)$$

式中 $p_{v,i}$ 和 $p_{v,o}$ 分别为容腔进、出口静压, $\bar{u}_v$ 是进、出口气流速度的算术平均值。

1.2 空气系统腔室容腔模型

空气系统内部腔室气体平均流速低, 惯性力的影响微小可忽略。参考图 2, 设容腔通过 M 个支路与外界连通, 基于集总参数假设, 建立连续方程和能量方程

$$V \frac{d\rho_v}{dt} - \sum_{j=1}^M W_{v,j} = 0 \quad (4)$$

$$V \frac{d(\rho_v e_v)}{dt} - \sum_{j=1}^M W_{v,j} h_{v,j}^* = 0 \quad (5)$$

式中 V 表示容腔体积; ρ_v 表示容腔内气体平均静密度; e_v 表示容腔内气体平均比内能; T_v 表示容腔平均总温; p_v 表示容腔平均总压; $W_{v,j}$ 表示第 j 个支路的质量流量; $h_{v,j}^*$ 表示第 j 个支路的气体总比焓。瞬态空气系统容腔模型的基础验证算例可参见文献 [16]。

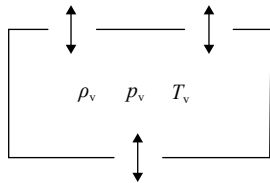


图 2 空气系统容腔简化模型

Fig. 2 Simplified model of air system cavity

在航空发动机空气系统中, 高速旋转的轮盘会对盘腔内的气体做功。在瞬变过程中, 气体将受到离心增压效应和容积效应的耦合作用, 本文

在借鉴文献 [16] 的旋转盘腔组合单元算法的基础上, 将旋转盘腔模化为 1 个离心增压类节流元件与两个静止容腔元件的串联组合, 参见图 3。

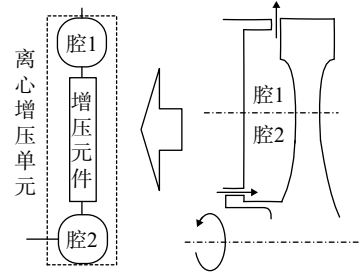


图 3 旋转盘腔组合单元

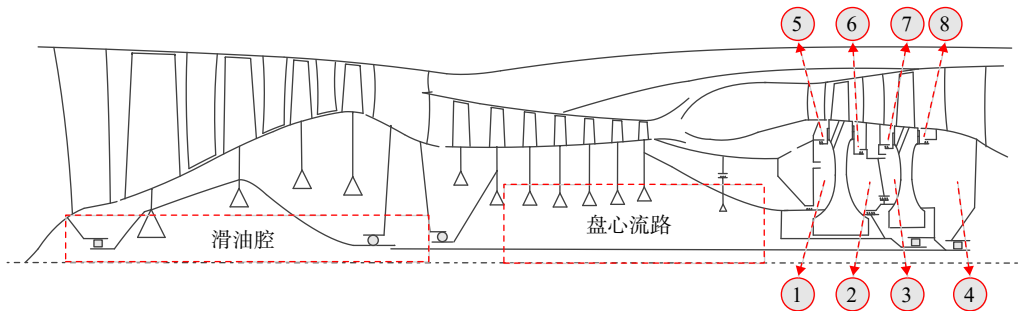
Fig. 3 Units assemble of rotating disk cavity

从理论上讲, 涡轮盘腔在瞬变过程中特定时刻的离心增压特性与对应转速下的稳态特性不会完全一致。不过, 当发动机处于大幅度快速机动过程中, 涡轮盘腔平均压力的变化幅度远大于离心增压效应在同一个涡轮盘腔内部造成的压力差, 即使忽略涡轮盘腔的离心增压效应也不会带来显著的相对误差 [17]。

2 仿真对象

如图 4 所示, 仿真对象为典型高性能双轴混合排气涡轮发动机, 采用发动机主流道与二次空气系统一体化建模和仿真的方法 [18], 并集成文献 [19] 的方法离散并求解容腔控制方程组。仿真模型考虑发动机主流道及空气系统内部所有容积超过 0.1 L 的腔室, 能够模拟发动机在快速加减速循环的过渡过程中整机气路各容腔的耦合响应过程。

由于发动机快速瞬变过程中, 传热效应对气路压力瞬变速率的影响相对有限。为清晰识别容积效应对发动机过渡过程气路参数的影响, 本仿



1 高压涡轮盘前腔; 2 高压涡轮盘后腔; 3 低压涡轮盘前腔; 4 低压涡轮盘后腔; 5 高压盘前封严; 6 高压盘后封严; 7 低压盘前封严; 8 低压盘后封严。

图 4 双轴混合排气涡轮发动机示意图

Fig. 4 Twin-spool turbofan engine with mixed exhaust

真算例忽略所有部件或元件换热及动态间隙的变化。

计算模型假定过渡过程中除压气机进口导向器叶片随压气机折合转速存在单调对应关系并实时调整以外,发动机其他几何参数均不可调节。计算采用的过渡过程无量纲供油规律如图 5 所示。

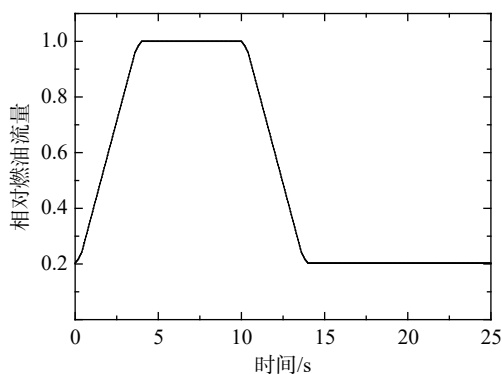


图 5 瞬态过程供油规律

Fig. 5 Fuel control schedules for the transient process

3 结果分析

3.1 容腔特征时间

容腔充/放气的响应时间与容腔体积、容腔进出口有效面积,以及容腔气体当地声速有关。文献 [1] 的研究表明,对于阶跃边界的单进/单出容腔而言,通常需要 5 倍左右的特征时间才能基本达到新的压力平衡。特征时间 t_{char} 表达式如下 [1]。

$$t_{\text{char}} = \frac{V}{c_v \cdot A_t} \quad (6)$$

式中 c_v 表示容腔内部初始状态气体声速, A_t 为容腔与外界通气的喉道面积。

t_{char} 从本质上反应了容腔对边界扰动的响应速度。容腔特征时间越大,容腔压力的响应速度越慢,反之则越快。

由于航空发动机内部容腔通常有多个进/出口,且发动机内部很多腔室是通过篦齿、石墨封严等流量系数较小的封严元件与外界进行质量和能量的交互。因此,本文定义的发动机内部容腔特征时间考虑了所有进/出口支路的影响

$$t_{\text{char}} = \frac{V}{c_v \cdot \sum_{j=1}^M (A_{t,j} \cdot C_{d,j})} \quad (7)$$

式中 $A_{t,j}$ 和 $C_{d,j}$ 分别表示容腔第 j 支路的喉道面积和流量系数。对于主流道部件, $C_{d,j}$ 可直接取值 1; 对于空气系统各支路元件, $C_{d,j}$ 的具体取值或计算

方法见文献 [20], 本文不再逐一赘述。

依据标准大气条件下,发动机最大状态稳定工作参数确定各腔室初始气体声速 c_v 。表 1 给出了发动机内部主要腔室特征时间的典型数值,由表 1 可以看出,发动机主流道容腔特征时间基本都在 $(1/1\,000)\text{ s}$ 以下,且各部件特征时间的相对差异不超过 1 个量级。而空气系统各容腔特征时间之间的相对差异超过 2 个数量级,且总体上至少比主流道部件容腔大 1 个量级以上。

表 1 各腔特征时间

Table 1 Characteristic time of each cavity

发动机内部腔室	特征时间/ 10^{-4} s
风扇容腔	7.73
压气机容腔	5.42
外涵道容腔	12.8
燃烧室容腔	2.04
高压涡轮容腔	1.28
低压涡轮容腔	1.47
混合室容腔	5.05
高压涡轮盘前腔	59.8
高压涡轮盘后腔	225
低压涡轮盘前腔	70.4
低压涡轮盘后腔	477
高压转子盘心容腔	1 610
发动机前滑油腔	64 000

3.2 容腔效应对工质流动的影响

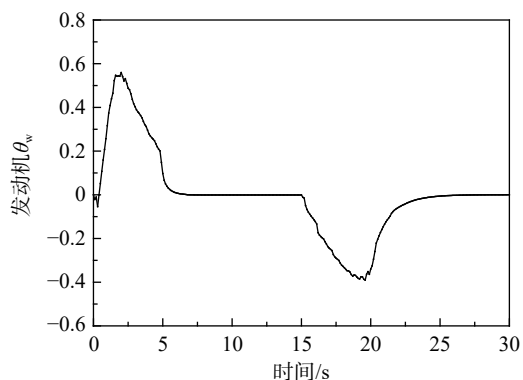
3.2.1 发动机流入/流出工质总流量相对差异

为了便于分析,对于任意部件/元件及其组合控制体,均定义进出口流量的相对差异 θ_w ,用以表征容腔效应在该流域的相对影响。即

$$\theta_w = \frac{\sum W_{\text{in}} - \sum W_{\text{out}}}{\sum W_{\text{in}}} \quad (8)$$

式中 $\sum W_{\text{in}}$ 表示所有流入该容腔控制体的工质流量之和, $\sum W_{\text{out}}$ 表示所有流出该容腔控制体的工质流量之和。当整台航空发动机作为控制体时, $\sum W_{\text{in}}$ 包括风扇进口空气流量与燃烧室燃油流量之和。 $\sum W_{\text{out}}$ 则包括尾喷口出口燃气流量与空气系统所有排大气流量及其他向大气的泄漏流量之和。理论上,当发动机工作于稳定状态时, θ_w 应当为 0。

图 6 给出了发动机 θ_w 的变化过程。可以看出,加速过程中发动机内部存储的工质质量会不断增

图 6 过渡过程 θ_w 的变化过程Fig. 6 θ_w evolution in transient process

加,使得流入发动机的工质总流量在一定时间内大于流出发发动机的工质总流量。减速过程中的规律正好相反。总体而言,发动机内部容积效应造成的 θ_w 峰值不超过 0.6%。从宏观上看,容积效应并未对航空发动机过渡过程性能产生显著影响。

3.2.2 主流道冷/热端部件进出口流量差

图 7 和图 8 分别给出了过渡过程发动机主流道冷端部件: 风扇、压气机、外涵道,以及热端部件: 燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、混合室 θ_w 的变化过程。在加速过程中,冷端部件内部气体压力和温度随发动机转速的增加而逐渐同步单调增加(参见图 9),其中压力的增加是影响其内部存储工质质量的主导因素,因此冷端部件的 θ_w 在加速过程中始终为正。但同样在加速过程中,热端部件内部气体温度会首先响应发动机供油量的变化而在短时间内大幅增长,但气体压力则因转子转动惯量的影响存在响应滞后现象(参见图 10)。因此,加速过程的开始阶段,气体温度的快速增加导致了部件内气体密度和质量的快速下降。当热端部件内部温度变化逐渐趋于平缓而压力开始逐渐增大后,其内部存储的气体质量又开始增加,

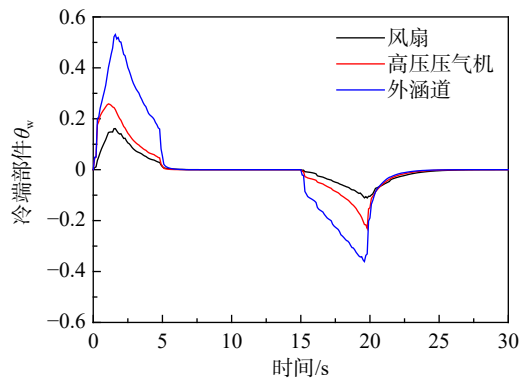
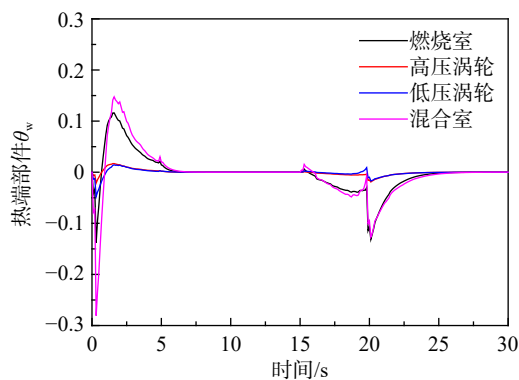
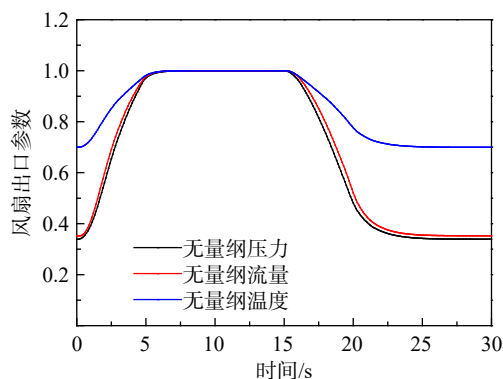
图 7 冷端部件 θ_w 的变化过程Fig. 7 Cold section component θ_w evolution图 8 热端部件 θ_w 的变化过程Fig. 8 Hot section component θ_w evolution

图 9 典型冷端部件参数变化规律

Fig. 9 Gas parameter evolution of typical cold section componet

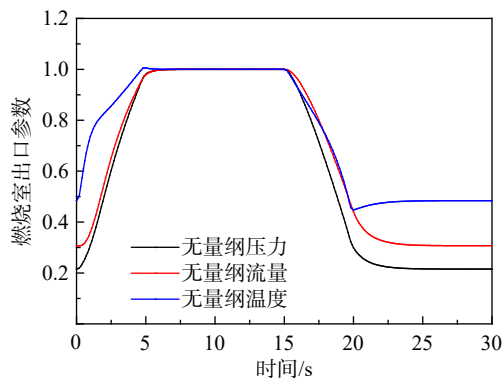


图 10 典型热端部件参数变化规律

Fig. 10 Gas parameter evolution of typical hot section componet

这导致热端部件的 θ_w 呈现出先减后增的过程。

由于减速过程各部件气体流量的稳态初始值(最大状态)要比加速过程的稳态初始值(慢车状态)大很多。因此,减速过程开始阶段供油流量随时间的线性下降所造成的燃气温度相对变化幅度要小一些。但主流道热端部件 θ_w 随时间的变化历程仍呈现显著的多拐点现象。

综上,主流道冷端和热端部件容腔响应影响规律和机理存在显著差别。外涵道和混合室分别

是容积效应最为显著的主流道冷端和热端部件,两者过渡过程 θ_w 峰值变化幅度分别达到 0.5% 和 0.3% 左右。

3.2.3 空气系统主要腔室进出口流量差

图 11 给出了空气系统内部主要腔室 θ_w 随时间的变化历程。可以看出,容腔效应对空气系统相对影响要比主流道显著得多,并且不同腔室容积效应的影响存在巨大的差异。总体而言,涡轮盘后腔容积效应的影响要比前腔显著,低压涡轮盘腔容积效应的影响要比高压涡轮盘腔显著。发动机高压盘心流路是容积效应最明显的流路之一,该流路在过渡过程的 θ_w 接近 30%,这使得盘心流路进出口流量差与该支路的设计流量已经处于同等量级。这说明,容腔效应对发动机部分空气系统支路的影响不可忽视,在发动机过渡过程空气系统的分析中是值得关注的重要影响因素。

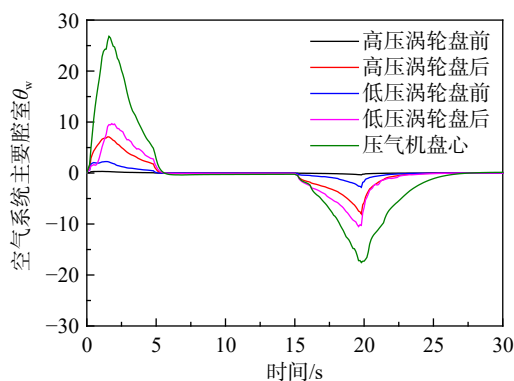


图 11 空气系统内部腔室 θ_w 的变化过程

Fig. 11 Air system internal cavities θ_w evolution

3.3 容积效应对过渡态载荷的影响

3.3.1 容腔效应对涡轮盘缘封严流量的影响

在仿真模型中忽略所有容腔的影响,并将其仿真结果作为对比基准。图 12 给出了容积效应在发动机整机系统环境下对高、低压盘缘封严流量的相对影响。在大多数航空发动机的设计中,流量较大的预旋冷气和涡轮动叶冷气都会流经涡轮盘前腔,而涡轮盘后腔一般只保留较少的封严冷气。因此,容积效应对涡轮盘后腔封严流量会产生更加显著的影响。仿真结果也表明,高、低压盘前腔封严流量相对变化幅度均不超过 2%,但却分别造成高、低压盘后腔封严流量峰值相对降幅达到 11% 和 17%。这在一定程度上增大了涡轮盘后腔瞬时燃气倒灌的风险。

3.3.2 转子轴向力的相对变化

由于发动机过渡过程轴向力会受到其整机系

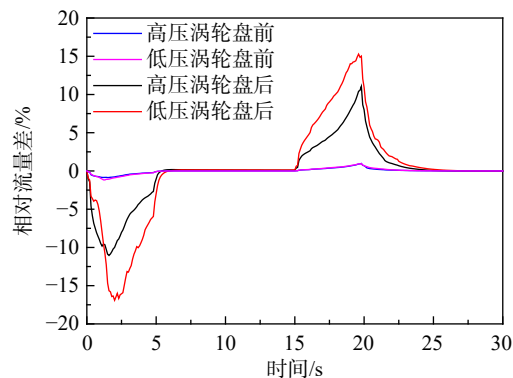


图 12 容腔效应对涡轮盘缘封严流量的影响

Fig. 12 Influence of volume packing effects on disk edge sealing flow

统环境下多容腔的耦合作用,因此,容积效应对转子轴向力的影响非常复杂。本文仿真算例中,定义转子轴向力为 F_d ,通过以下公式计算转子轴向力:

$$F_d = \sum p \cdot A_v \quad (9)$$

式中 p 为腔室静压, $\sum p \cdot A_v$ 表示转子上所有腔室轴向力之和。图 13 给出了本文仿真算例中容积效应对发动机高压转子轴向力和低压转子轴向力的综合影响。就本文的仿真算例而言,容积效应对高压转子轴向力和低压转子轴向力产生了相反的影响。高压转子轴向力最大变化幅度达到约 3 000 N,低压转子轴向力最大变化幅度约 2 600 N。总体而言,容积效应造成过渡过程转子轴向力的相对变化幅度约为其设计值的 10% 量级。

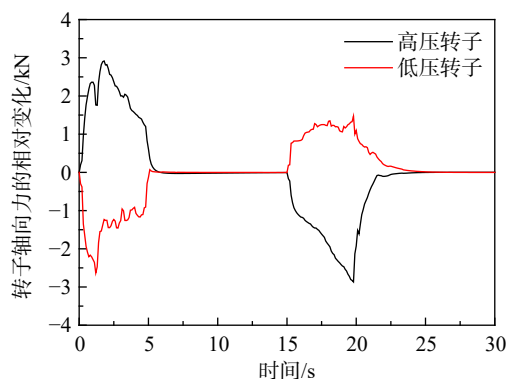


图 13 容腔效应对转子轴向力的影响

Fig. 13 Influence of volume packing effects on rotor axial force

3.3.3 容积效应对滑油腔封严压差的影响

考虑到滑油是不可压流体,仿真模型假定滑油腔中滑油体积占比始终不变,将滑油腔剩余空间简化为以纯空气为工质的理想腔体。那么在发

动机系统环境下模拟得到的滑油腔压力及空气系统封严压力的相对变化过程如图 14 所示。可以看出, 滑油腔的压力响应速度明显慢于空气系统封严压力的响应过程。在发动机的减速过程中, 甚至发生了持续 2 s 多的封严压力差反向的现象。这有可能导致航空发动机在大幅度快速机动循环中导致频繁的封严压力反向, 加剧滑油泄漏, 进而造成继发性的安全风险。容积效应造成发动前滑油腔如此显著的压力响应滞后现象, 主要是由于本算例中滑油腔的特征时间(6.4 s)与发动机的推力响应时间(5 s 左右)达到同等量级所致。

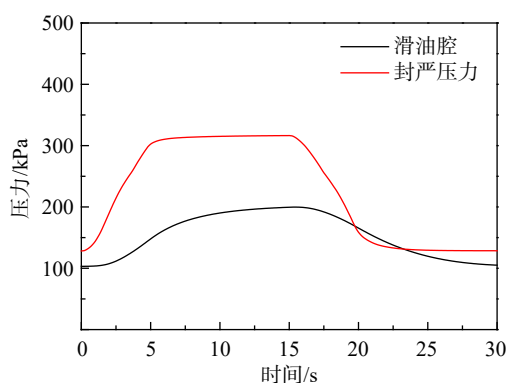


图 14 容腔效应对滑油腔封严压力的影响

Fig. 14 Effects of volume packing on oil cavity sealing pressure

4 结 论

本文建立了包含容腔控制方程的发动机全流域一体化仿真模型, 用以评估航空发动机内部容积效应的影响。基于本文的仿真算例, 得到如下结论:

1) 在航空发动机快速机动过程中, 主流道冷端和热端部件内部无量纲气体温度的响应速度存在显著差异, 导致了热端部件和冷端部件 θ_w 的变化规律存在明显不同。

2) 容积效应造成空气系统内部主要腔室的 θ_w 变化幅度要比主流道大一个数量级以上, 并且空气系统不同区域容腔呈现显著的非均衡响应的现象。

3) 虽然容积效应从宏观上对发动机性能参数和主流道部件的直接影响比较有限, 但在发动机快速机动过程中, 容积效应却能够造成发动机主流道与空气系统之间气体参数响应速度出现较大的差异, 导致过渡过程涡轮盘缘封严流量的短时间下降, 增大了瞬时燃气入侵的风险。

4) 在发动机快速机动过程中, 空气系统不同

流域之间容腔的耦合响应导致发动机转子轴向力发生复杂的变化, 轴向力峰值相对变化幅度可达轴向力设计值的 10% 左右。

5) 在发动机快速机动过程中, 容积效应可能造成滑油腔压力与空气系统之间封严压力差的大幅度减少或瞬时反向, 可能会增大滑油“非预期”过量泄漏的风险。

6) 结合本文的仿真结果进行综合判断, 若容腔特征时间 $t_{\text{char}} < 0.01$ s, 那么其容积效应对航空发动机的影响基本可以忽略。容腔的 t_{char} 与发动机的推力响应时间(5 s 左右)量级越接近, 其导致危险过渡态载荷的风险越高, 需要在发动机的设计中进行精细的评估。

需要说明的是, 容积效应在航空发动机整机系统环境下的耦合响应规律与发动机结构形式、尺度、控制规律等因素密切相关。不同类型的航空发动机在不同快速机动过程中, 容积效应的影响可能存在量级上的差异, 必须建立针对性的分析模型开展具体的评估。

参考文献:

- [1] DUTTON J, COVERDILL R E. Experiments to study the gaseous discharge and filling of vessels[J]. International Journal of Engineering Education, 1997, 13: 122-134.
- [2] SAKAMOTO K, MATSUNAGA K, FUJII K, et al. Experimental investigation of supersonic internal cavity flows: AIAA 1995-2213 [R]. Reston, Virginia: AIAA, 1995.
- [3] GALLAR L, CALCAGNI C, LLORENS C, et al. Time accurate modelling of the secondary air system response to rapid transients [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(8): 946-958.
- [4] ZHANG Ke, NAGUIB A M. Effect of finite cavity width on flow oscillation in a low-Mach-number cavity flow[J]. Experiments in Fluids, 2011, 51(5): 1209-1229.
- [5] 王新月, 苏三买, 廉小纯. 混合排气加力涡轮发动机过渡态的数值计算[J]. 推进技术, 2002, 23(3): 189-192.
WANG Xinyue, SU Sanmai, LIAN Xiaochun. Numerical simulation of turbofan engine with mixer afterburning under transient conditions[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(3): 189-192. (in Chinese)
- [6] 梁超, 吴新跃. 燃气轮机动态仿真容积效应法研究[J]. 机电工程, 2013, 30(10): 1277-1279, 1292.
LIANG Chao, WU Xinyue. Volume effect of gas turbine dynamic simulation[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2013, 30(10): 1277-1279, 1292. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 倪纬斗, 苟建兵, 孙息, 等. 热动力系统流体网络及算法处理[J]. 系统仿真学报, 1997, 9(3): 78-83.
NI Weidou, GOU Jianbing, SUN Dai. Research on fluid network

- in thermal power system[J]. Journal System Simulation, 1997, 9(3): 78-83. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] CHEW J W, HILLS N J. Computational fluid dynamics for turbomachinery internal air systems[J]. Philosophical Transactions Series A, Mathematical, Physical, and Engineering Sciences, 2007, 365(1859): 2587-2611.
- [11] GANINE V, JAVIYA U, HILLS N, et al. Coupled fluid-structure transient thermal analysis of a gas turbine internal air system with multiple cavities[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 134(10): 102508.1-102508.8.
- [12] SUN Z L, CHEW J W, HILLS N J, et al. Coupled aero-thero-mechanical simulation for a turbine disc through a full transient cycle [R]. ASME GT2010-22673, 2010.
- [13] 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)
- [14] 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)
- [15] 骆广琦. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
LUO Guangqi. Numerical methods for aviation gas turbine engine simulation[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)
- [16] 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)
- [17] DAVID M, JOHN W C. Response of a disk cavity flow to gas turbine engine transients[R]. ASME Paper GT 2010-22824, 2010.
- [18] 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. (in Chinese)
- [19] 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 Chuankai, 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)
- [20] 王华阁. 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: 76-96.

(编辑: 张 雪)