

精细化涡扇发动机过渡态建模与验证^{*}

贾琳渊^{1,2}, 夏禹², 陈仲光^{2,3}, 陈玉春¹, 宋可染¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129;

2. 中国航发沈阳发动机研究所, 辽宁 沈阳 100015;

3. 清华大学 航空发动机研究院, 北京 100084)

摘要: 为了提高涡扇发动机过渡态性能仿真的精度并实现过渡态性能计算模型的工程应用, 梳理了不同因素对涡轮发动机过渡态性能的影响机理, 介绍了各影响因素的建模方法, 在此基础上建立了精细化涡扇发动机整机过渡态性能仿真模型。研究分析了总温、总压和燃油流量传感器的过渡态效应及其建模方法。最终利用涡扇发动机整机地面台架加减速性能试验数据对精细化过渡态模型进行了验证, 结果表明: 高低压物理转速、推力、压气机出口总压和内涵排气温度的平均误差分别为0.45%, 0.77%, 0.61%, 0.44%和1.77%, 最大误差分别为2.82%, 1.92%, 7.45%, 5.67%, 5.28%, 加速时间的误差小于0.26s。本文揭示了过渡态性能仿真模型误差的机理。

关键词: 涡扇发动机; 叶尖间隙; 热存储; 过渡态; 部件级模型; 传感器误差

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2023) 05-2206022-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2206022

Refined Turbofan Engine Transient State Modeling and Verification

JIA Lin-yuan^{1,2}, XIA Yu², CHEN Zhong-guang^{2,3}, CHEN Yu-chun¹, SONG Ke-ran¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 100015, China;

3. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: To improve the precision of the transient performance simulation of turbofan engine and to realize its engineering application, the influence mechanism of different factors on the transient performance of turbine engine is investigated. The modeling method of different factors are introduced, and on this basis, a refined simulation model of the transient state performance of a turbofan engine is established. The transient state effects of the sensor of total temperature, total pressure and fuel flow are studied and modeled. Finally, the refined transient state model is verified by the transient performance test data of acceleration and deceleration performance on the ground test stand of the turbofan engine. The results show that the average errors of high pressure spool speed, low pressure spool speed, thrust, compressor outlet total pressure and internal exhaust gas temperature are 0.45%, 0.77%, 0.61%, 0.44% and 1.77%, respectively, the maximum errors are 2.82%, 1.92%, 7.45%, 5.67% and 5.28%, respectively, the error of acceleration time is less than 0.26s. The study in this paper illustrates the mechanism that causes the error of the transient state performance simulation model.

* 收稿日期: 2022-06-07; 修订日期: 2022-10-13。

基金项目: 两机重大专项基础研究项目 (2019-I-0015-0014)。

通讯作者: 贾琳渊, 博士, 副教授, 研究领域为航空发动机总体性能设计与仿真。E-mail: jialinyuan@nwpu.edu.cn

引用格式: 贾琳渊, 夏禹, 陈仲光, 等. 精细化涡扇发动机过渡态建模与验证[J]. 推进技术, 2023, 44(5): 2206022.
(JIA Lin-yuan, XIA Yu, CHEN Zhong-guang, et al. Refined Turbofan Engine Transient State Modeling and Verification[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(5): 2206022.)

Key words: Turbofan engine; Tip clearance; Thermal storage; Transient state; Component-based model; Sensor error

1 引言

航空发动机的正向研发是极其复杂的系统工程,需要进行“设计-试验验证-修改设计-再验证”的迭代过程,而仿真技术的应用则可以减少迭代、缩短周期、降低成本^[1]。在总体性能设计层面,部件级模型以其计算速度快,模型修改便利和能够反映整机匹配机理等特点,成为总体性能专业的主要仿真工具。整机部件级过渡态模型是在稳态模型的基础上考虑过渡态过程中的转子加速功率、容积效应、热存储效应、叶尖间隙变化等过渡态效应。

过渡态模型的发展趋势是在部件级模型中不断添加各种过渡态因素的模型,以期提高仿真精度。国内的过渡态计算模型中,大部分都考虑了转子惯量和容积效应对动态过程的影响,因而针对这两个因素的建模、仿真技术已比较成熟。王新月等^[2]、黄顺洲^[3]、张晓博^[4]建立的不同类型发动机的过渡态实时仿真模型均主要考虑了转子转动惯量和容积效应对过渡态性能的影响,王新月对某混合排气涡扇发动机地面点的慢车到最大状态的加减速过程进行了仿真,结果表明所建立的仿真模型与传统方法相比精度基本相同且计算速度大幅提升;张晓博应用面向对象的方法设计并开发了一种通用的可视化的航空发动机性能仿真系统,通过对多种类型发动机的性能仿真,表明了仿真系统的逻辑正确,结果准确。

为进一步提高精度,还有研究人员在过渡态模型中考虑了叶尖间隙和热存储效应等因素的影响。吴虎等^[5]开发了一种预测热传递对涡轮发动机瞬态性能影响的物理模型,并对某双轴发动机的加减速及Bodie加速过程的性能进行了数值分析。薛莹^[6]在整机过渡态性能模型中引入了压气机末级叶尖间隙造成的效率损失模型,并详细分析了其对加减速、遭遇加减速和脉冲供油过程的影响。陈凤萍等^[7]建立了各部件的传热效应模型,对某涡轴发动机的Bodie加速过程进行了数值模拟,发现换热效应对整机性能的影响主要表现为使得各性能参数在动态过程中变化明显滞后。施洋^[8]开发了大涵道比涡扇发动机全状态性能仿真程序,仿真结果与CF34-10A发动机的公开性能数据对比表明,其典型参数的稳态误差在5%以内。陈敏等^[9]在过渡态性能模型中补充建立了金属动态储热和叶尖间隙的仿真模型,并研究了

硬件的热量存储对过渡态性能和叶尖间隙的影响。陈红梅等^[10]建立了过渡过程中零部件间隙变化以及引起的部件效率变化的数学模型,仿真结果表明叶尖间隙变化引起的部件效率损失对发动机过渡过程的性能有显著影响。魏梦^[11]建立了稳态、过渡态过程中零部件与气流之间由于热交换引起的间隙变化以及部件效率变化的数学模型,并且将此模型引入到涡扇发动机的整机性能模拟程序中。Kurzke等^[12]介绍了转子动力学、热存储和间隙变化等过渡态效应的建模方法,并与发动机试验数据进行了定性的对比。

近年来,随着人工智能算法的发展,基于试验数据和人工神经网络构建动态补偿器以提升发动机动态实时模型仿真精度的方法得到了较好的发展,Ma等^[13]使用长短期记忆神经网络建立了发动机动态模型的补偿器,使得4个关键性能参数的误差小于1.45%。但是这种方法无法从物理上解释过渡态机理,因此主要应用基于模型的控制或者发动机故障诊断。

综上所述,针对个别影响因素的计算模型已经分别建立,但是单个部件级模型对过渡态因素的考虑并不全面,精细化程度不高,并且在验证时大多只进行了定性分析与前人的仿真结果相比较,而缺乏与发动机的整机过渡态试验数据的对比,未结合试验数据详细开展各参数的精度分析。实际的工程试验数据一方面由于涉密问题较难获得,另一方面受当前测量条件限制部分过渡态过程参数的可信度较低,这就导致了理论模型已成熟但工程型号研制中无过渡态性能仿真模型可用的局面。

本文针对工程研制中发动机过渡态性能仿真的需求,在整机模型中建立了多种过渡态影响因素的计算模型,得到了精细化的涡扇发动机整机过渡态性能仿真模型,同时研究了温度、压力和燃油流量传感器的过渡态效应及其建模方法,最终利用涡扇发动机整机过渡态性能试验数据对建立的精细化过渡态模型进行了验证。

2 过渡态性能的影响因素及其建模方法

影响发动机过渡态性能的因素大致可以分为两类。

第一类是输入的外部因素,主要包括:环境和飞行条件、飞机引气和功率提取。其中,环境和飞行条件还可以细分为标准和非标准大气、飞行速度和雷诺数;飞机引气和功率提取也可以根据使用时长分

为临时和持续两种情况。

第二类是发动机自身的因素,主要包括:不确定因素、过渡态效应、过渡态调节等。其中,不确定因素包括发动机个体差异和性能衰减;过渡态效应包括转子惯性、容积效应、热存储效应、间隙变化、燃油系统和控制系统附件的滞后效应等;过渡态调节包括空气系统引气和放气、几何调节等。

这两类影响因素中,除了过渡态效应和过渡态调节的影响因素是过渡态性能仿真特有的影响因素之外,其余影响因素都是发动机稳态性能仿真和过渡态性能仿真都需要考虑的影响因素。

对于稳态和过渡态都需要考虑的因素,如发动机个体性能差异、性能衰减和雷诺数效应,可通过稳态性能自适应修正的方法加以考虑。而对于过渡态特有的因素则需要重新建立模型。

2.1 部件特性自适应修正

部件特性自适应修正是提高部件级性能计算模型精度的必要手段。模型自适应方法的基本思路是修正部件级模型中的部件特性参数,使得模型计算结果与试验测量结果一致。通常部件特性自适应修正是使用稳态试验数据对稳态计算模型进行修正。

正如前文所述,个体性能差异、性能衰减和雷诺数效应对发动机的稳态和过渡态性能均产生影响。换句话说,可以通过稳态模型自适应修正获得这些因素对部件特性的影响因子,再将这些影响因子带入到过渡态性能计算程序中,即可获得考虑了个体性能差异、性能衰减和雷诺数效应影响的过渡态性能计算模型。

本文采用文献[14]提出的方法进行涡扇发动机模型自适应修正计算。该方法首先以整机试验中的18个性能相关参数作为输入,采用试验数据同步分析方法^[12]开展性能评估,获得发动机各部件的真实特性参数。然后以载荷系数为媒介进行部件特性自适应修正,计算出各特性参数的自适应修正系数。最后将修正系数带入到过渡态性能计算模型中,进行过渡态性能计算。文献[14]已经对该方法的计算模型进行了详细的介绍,本文不再赘述。

2.2 转子惯性和容积效应

转子惯性是影响发动机加减速性能的基本要素,其基本原理是转子在惯性的作用下产生额外的加速功率,导致压气机和涡轮的功率不再平衡。建模方法是根据转子的加速率 dn/dt 和转动惯量 J 计算转子的加速功率,并将加速功率添加到功率平衡方程中^[15]。而容积效应是指发动机加减速过程中主流

道中气流的压力、温度和密度等参数随时间变化,主流道中存储的质量和能量也随时间变化,从而导致进出口气流的质量流量和能量不再相等,其影响通常采用“激盘—容积”模型来考虑^[16],在“激盘”中考虑部件的气动热力过程,而在“容积”中考虑能量和质量的存储。这两类模型已经比较成熟,不再赘述。

2.3 热存储效应

发动机主流道中的结构件时刻与气流进行着对流换热和辐射换热,而相邻的结构件之间也存在着热传导。稳态条件下,这一热交换过程达到平衡状态,且热量占发动机的主流能量的比例很小,因此通常被忽略;过渡态过程中,主流道中气流温度变化剧烈,与结构件的温差增大,热交换增强。热存储效应计算模型主要出于两个方面的考虑:一是计算获得结构件从主流中吸收或向主流释放的能量;二是计算获得轮盘、叶片和机匣的温度变化历程,进而为间隙变化的计算提供输入。

热存储效应建模的基本思路是把不同部件或部件的不同级看成能够储存能量的节点,并基于集总参数法,依据导热、对流换热和辐射换热三种换热方式的计算公式,建立节点能量守恒方程,见式(1)。即节点的总热流量(等式左边项)等于对流换热量(右侧第1,2项)、导热量(右侧第3,4项)和辐射换热量(右侧第5,6项)三者之和。在过渡态计算的每个步长应用式(1)便可以求解出任意节点 n 壁面温度 $T_{w,n}$ 随时间的变化,进而求得各个节点的热流量。将每个部件中所有节点的热流量求和后添加到容积效应计算模型的出口能量修正公式中即可计算出热存储对整机性能的影响。

$$cm \frac{T_{w,n}^{k+1} - T_{w,n}^k}{\Delta t} = \lambda \frac{(T_{w,n-1}^k - T_{w,n}^k)}{\Delta x} A_0 + \lambda \frac{(T_{w,n+1}^k - T_{w,n}^k)}{\Delta x} A_0 +$$

$$hA(T_{f1,n}^k - T_{w,n}^k) + hA(T_{f2,n}^k - T_{w,n}^k) +$$

$$AC_0 \left[\varepsilon_g \left(\frac{T_{f1,n}^k}{100} \right)^4 - \alpha_g \left(\frac{T_{w,n}^k}{100} \right)^4 \right] +$$

$$AC_0 \left[\varepsilon_g \left(\frac{T_{f2,n}^k}{100} \right)^4 - \alpha_g \left(\frac{T_{w,n}^k}{100} \right)^4 \right] \quad (1)$$

式中 c 和 m 分别为节点构件的热容和质量,下标“f”和“w”分别代表流体和壁面参数,下标“ $n-1$ ”、“ n ”和“ $n+1$ ”分别代表相邻的三个节点,上标“ $k+1$ ”和“ k ”分别代表当前时刻和上一时刻的值, λ 为节点材料的导热系数, Δx 为节点的轴向长度, Δt 为过渡态计算的时间步长, A_0 为两节点接触的端面面积, A 为内外壁流体对流换热面积, ε_g 为发射率, α_g 为吸收比, C_0 为黑体辐射

系数,其值为 $5.67 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ 。

在不同类型的节点上应用式(1)时,其形式也略有不同。例如对于叶片,无需考虑相邻节点的热传导,而机匣则必须考虑。压气机各节点的温度相对较低,只考虑对流换热和导热,忽略辐射换热。燃烧室和涡轮主要考虑对流换热和辐射换热,忽略导热^[7]。

对于轴流风扇和压气机这种多级部件,气流温度的沿程变化剧烈,且存在着后面级通过机匣向前面级的热传导。可基于等功等多变效率的假设^[17-18]进行压气机分压比计算,从而获得压气机每一级进出口的参数。进而将压气机的每一级作为一个节点,计算出每一级的热量存储和壁面温度分布。

2.4 叶尖间隙

发动机中叶轮机件的轮盘、叶片在离心力、气动力和热应力的作用下产生变形,而机匣也在热应力和内外表面压差的作用下变形。由于这些部件的热惯性、离心力和外界环境差异等因素导致其径向变形量并不一致,从而导致叶轮机件叶尖间隙发生变化。叶尖间隙对发动机性能的影响显著,文献[12]指出,压气机间隙增加1%,效率和流量降低2%,裕度降低5%;涡轮间隙增加1%,高压涡轮(无冠)效率降低约2%,低压涡轮(带冠)效率降低约1%。涡轮发动机过渡态精细化建模时需要建立叶尖间隙的估算模型进而获得间隙对过渡态性能的影响。

根据简化的叶尖间隙分析几何模型,见图1,发动机叶尖间隙的具体计算公式可以表示为

$$\delta(t) = r_{\text{shroud}}(t) - [r_{\text{rotor}}(t) + l_{\text{blade}}(t)] \quad (2)$$

式中 $\delta(t)$ 为叶尖间隙, $r_{\text{shroud}}(t)$ 为机匣内径, $r_{\text{rotor}}(t)$ 为轮盘的外径, $l_{\text{blade}}(t)$ 为叶片长度。由于是过渡态过程,这些参数均被描述为随时间变化的函数。

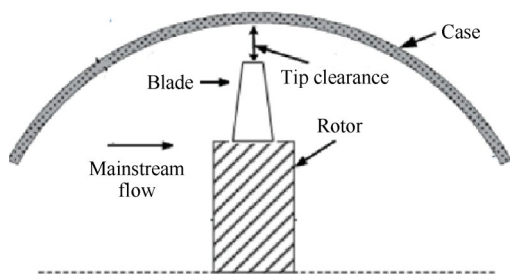


Fig. 1 Model of the tip clearance

首先要计算机匣、轮盘和叶片各部分分别在温度载荷和机械载荷作用下随时间的径向变形,即公式(2)中的 $r_{\text{shroud}}(t)$, $r_{\text{rotor}}(t)$, $l_{\text{blade}}(t)$, 最终综合求出整个

部件叶尖间隙随时间的变化量 $\delta(t)$ 。

对于轮盘和叶片这样的旋转件,需考虑其在热应力和离心力作用下的径向变形。叶片长度和轮盘外径随时间的变化量根据以下方程给出

$$l_{\text{blade}}(t) = L + u_{b1} + u_{b2} \quad (3)$$

$$r_{\text{rotor}}(t) = r_1 + u_{r1} + u_{r2} \quad (4)$$

式中 L 为叶片初始长度, u_{b1} 和 u_{b2} 分别是叶片在离心力和热应力作用下的径向伸长量, r_1 是轮盘初始外缘半径, u_{r1} 和 u_{r2} 分别为轮盘外缘在离心力和热应力作用下的径向位移。

对机匣而言,内外表面的压力差和温度变化是影响其径向变形的主要因素。机匣内径随时间的变化 $r_{\text{shroud}}(t)$ 满足

$$r_{\text{shroud}}(t) = r_a + u_{s1} + u_{s2} \quad (5)$$

式中 r_a 为机匣初始内径, u_{s1} 和 u_{s2} 分别为机匣在压差和热应力作用下的径向位移。对存在机匣内壁衬环的涡轮组件,则以内壁衬环的内径代替机匣的内径进行分析。

以热存储效应计算的叶片、盘和机匣的温度作为输入,结合材料的线膨胀系数可计算出热应力变形 u_{b2} , u_{r2} 和 u_{s2} 。而离心力和压差作用下的变形 u_{b1} , u_{r1} 和 u_{s1} 则需要构建叶片和盘的本构模型,本构模型的构建与求解过程可参考文献[6]。

2.5 能量释放过程滞后效应

通常过渡态性能计算模型中假设燃油能量释放是瞬间完成的,然而,实际的情况是,燃油被喷射进入燃烧室后经历雾化、蒸发、掺混、燃烧,最终热燃气从燃烧室流动到涡轮中膨胀做功。这一过程虽然是毫秒级的,但是由于过渡态过程燃油变化剧烈,即使微小的时间滞后也会对仿真精度产生显著的影响。文献[19]使用CFD软件仿真了发动机加速过程燃烧室的流场,结果发现燃烧室出口的平均温度变化相较于油气比的变化存在约0.2s的滞后。

文献[20]将燃烧过程能量释放之后效应等效成一个纯延迟环节。参考该思路,本文在程序中按照时间插值 W_{fb} 时人为增加一个时间差 Δt ,即 t 时刻使用 $t - \Delta t$ 插值计算 W_{fb} 。显然,发动机不同状态下,主燃烧室温度和流速不同,因此燃烧滞后时间也有差异。加速过程中发动机迅速达到大状态,温度和流速高,滞后少;反之,减速过程温度低流速小滞后多。某型涡扇发动机加速过程中燃烧滞后的时间约为0.2s,减速过程滞后时间可达0.5s以上。

2.6 控制系统与控制算法

加减速过程中,控制系统需要控制的参数主要

为燃油流量 W_f 和几何调节部件(包括尾喷管喉道面积 A_8 以及风扇和压气机导叶角度 α_1 和 α_2)。 W_{fB} 由加速供油规律和 n_1 主控规律的 PID 算法计算的燃油流量低选得到, A_8 , α_1 和 α_2 则分别按照换算转速进行闭环控制。过渡态过程中燃油流量由于 PID 算法的限制在加速过程的起始和终了阶段低于加速供油规律, 而控制附件滞后等因素也会导致几何调节部件不能严格按照给定的规律变化。这两方面的因素在建模时也需要加以考虑。

图2展示了加速过程中燃油给定值算法。控制器按加速供油规律加速的燃油流量 $W_{f,acc}$ 和 n_1 主控规律的 PID 算法计算的燃油流量 $W_{f,PID}$ 低选得到燃油流量给定值 $W_{f,DEM}$ 。在加速过程的大部分阶段内, 由于 n_1 与其目标值 n_{1DEM} 的差值 $e(n_1)$ 较大, 导致 $W_{f,PID}$ 高于 $W_{f,acc}$, 则 $W_{f,DEM}$ 按照 $W_{f,acc}$ 给定。但是在加速的起始和终了阶段, $e(n_1)$ 较小, $W_{f,DEM}$ 按照 $W_{f,PID}$ 给定。尤其在加速的终了阶段, $W_{f,PID}$ 增加缓慢, 对加速时间产生显著的影响。

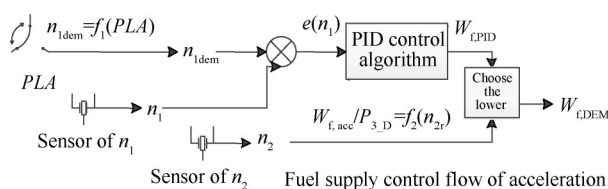


Fig. 2 W_m algorithm of acceleration

本文建立了低压转速回路 PID 算法模型, 用于模拟试车中的真实燃油流量。PID 控制是根据被控对象与目标值偏差的比例、积分和微分进行的闭环控制方法, PID 算法的离散化增量公式如下

$$\Delta u(t) = K_p [e(t) - e(t-1)] + K_i e(t) + K_d [e(t) - 2e(t-1) + e(t-2)] \quad (6)$$

式中 $\Delta u(t)$ 为控制变量(本例中为 $W_{f,DEM}$)的增量, $e(t)$ 为被控对象(本例中为 n_1)在 t 时刻反馈值与目标值的偏差, $e(t-1)$ 为 $t-1$ 时刻的偏差, $e(t-2)$ 为 $t-2$ 时刻的偏差。 K_p , K_i 和 K_d 分别为比例系数、积分系数和微分系数, 其值可在发动机控制系统的参数中查得。

某涡扇发动机在海平面静止条件下从慢车加速至中间状态, 按照给定控制规律, A_8 应在 $n_{1r}=71\%$ 时收至最小值, 实际上, A_8 在 $n_{1r}=87\%$ 附近才收至最小值, 亦即 A_8 的变化滞后于给定的调节规律。为此, 可建立 A_8 控制附件的过渡态模型以模拟几何调节机构的过渡态响应, 或通过试车过程中几何调节机构位置的反馈值总结其变化规律。

3 传感器过渡态效应建模及分析

检验发动机过渡态仿真精度的依据是整机过渡态性能录取试验的测量数据, 但受到传感器测量原理的限制, 部分过渡态参数的测量也存在过渡态效应, 对于这些参数, 不能直接将其仿真值与测量值的比较作为过渡态仿真精度的评判结果, 而需根据测量原理建立传感器的过渡态模型, 并将该模型作用于过渡态性能仿真结果, 获得可与测量结果对比的传感器数据。本节主要介绍温度、压力和燃油流量过渡态测量中的过渡态效应及其建模分析方法。

3.1 温度传感器过渡态效应建模

涡轮增压发动机中通常使用热电偶测量气流的总温。热电偶必须与流体达到热平衡后才能反映流体的真实温度, 而热平衡需要一定时间, 因此其在动态过程中的测量值总有一定的滞后。可以热电偶与气流的热交换过程为研究对象, 建立热电偶滞后效应计算模型。

由于热电偶球型测量端的直径很小, 热传导率很大, 因此可以将其简化为只发生对流换热, 整体受热均匀的小球, 如图3所示。

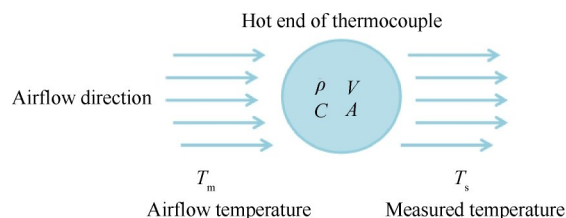


Fig. 3 Thermocouple model

小球能量平衡方程为

$$\rho V C \frac{dT_s}{dt} = h A (T_m - T_s) \quad (7)$$

式中 ρ , V , C , A 分别为热电偶测量端的密度、体积、热容和表面积, T_m 为被测流体的温度, T_s 为热电偶的响应温度, h 为对流换热系数, 由热电偶自身结构和测量条件(主要是被测流体的气动热力参数)共同决定。

令 $\tau = \frac{\rho V C}{h A}$, 则式(7)可化为

$$T_m = T_s + \frac{dT_s}{dt} \tau \quad (8)$$

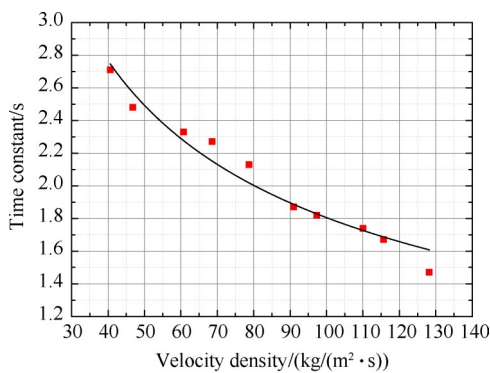
式中 τ 即为热电偶的时间常数, 是衡量热电偶动态特性的重要参数, 反映了热电偶对周围环境温度变化的响应速度。它具有时间的量纲, 其值越小, 滞后性越小, 测量结果的动态响应越快。

对式(8)进一步整理可得

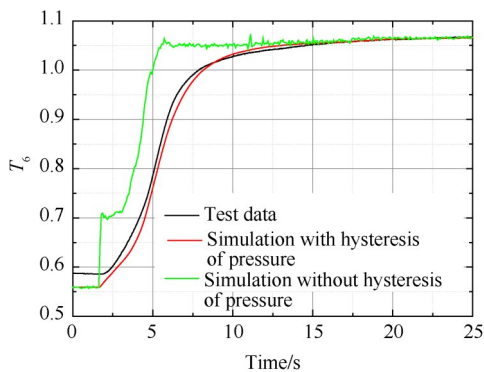
$$T_s = (T_{s0} - T_{m0}) \times e^{-\frac{t}{\tau}} + T_m \quad (9)$$

式中 T_{s0} 和 T_{m0} 分别为初始时刻热电偶响应温度和被测流体温度。将每个很小的时间步长看作一次温度阶跃,将上式作用于仿真获得的温度可得到考虑热电偶滞后效应的温度传感器测量结果。

使用式(9)计算温度传感器数据的核心是确定热电偶的时间常数。对于一个结构确定的热电偶,其时间常数的大小会随测量条件而变化,因为对流换热系数 h 随测量条件变化。热电偶的时间常数可通过试验标定获得。某型发动机开展了 T_6 传感器的时间常数标定试验,传感器的时间常数与测量截面的密流呈现单调的变化关系 $\tau = 17.11 \times M^{-0.49}$,如图4(a)。式中, M 为测试截面的密流,即密度与速度的乘积,其单位为 $\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{s})$ 。



(a) Time constant of T_6 sensor



(b) Simulation result of T_6

Fig. 4 Correction of T_6 measurement

某型涡扇发动机某次地面加速过程中内涵排气温度的仿真结果如图4(b)所示。可见考虑热电偶滞后效应的仿真结果与传感器测量结果一致性较好,整个加速过程中最大绝对误差约为20K,最大相对误差为-3.6%。

3.2 压力传感器过渡态效应建模

压力测量系统的过渡态效应主要指受感部和测

量仪表之间连接管道的压力传输迟滞^[21],过渡态过程中压力在短时间内剧烈变化,管道中压力平衡的过程^[22]不可忽略,因此在过渡态过程中不能将仿真结果直接与测量值对比分析,需要对压力测量系统分析建模,并作用于仿真结果,得到可以与测量值对比的传感器响应数据。

文献[22]将压力测量系统简化为一个通过一段管道进气或泄气的容器,并利用海根-博瓦塞公式、流量连续和气体状态方程构建了压力传感器相应计算模型,分别推导出了压力突升($p_H > p_{V0}$)和突降($p_H < p_{V0}$)过程中压力传感器的动态响应,如下

$p_H > p_{V0}$ 时

$$\frac{p_H - p_V}{p_H} = \frac{p_{V0} - p_H}{p_{V0}} e^{-k p_H t} \quad (10)$$

$p_H < p_{V0}$ 时

$$p_V - p_H = (p_{V0} - p_H) e^{-k p_H t} \quad (11)$$

式中 p_{V0} 为传感器的初始压力, p_H 为实际压力阶跃值, p_V 为压力传感器的动态响应, k 为与测量系统结构相关的参数, t 为时间。

某型发动机的 p_3 压力测量系统引气管路长度2.4m,内径为0.6mm。根据上述原理和测量系统的结构参数,在过渡态模型中建立了 p_3 压力测量系统迟滞现象的计算模型,进行加减速过程的仿真结果如图5。考虑迟滞现象后,仿真结果更加接近测量值,相对误差从40%减小到约5%。

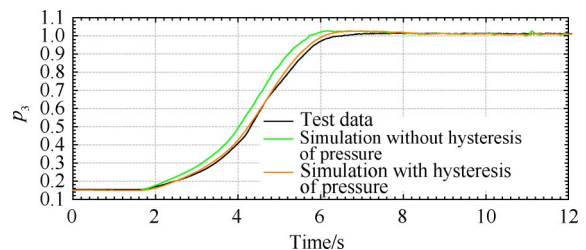
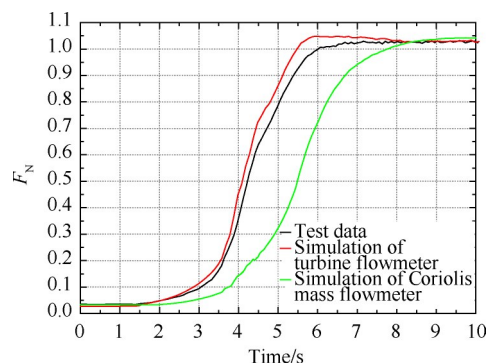


Fig. 5 Correction of p_3 measurement

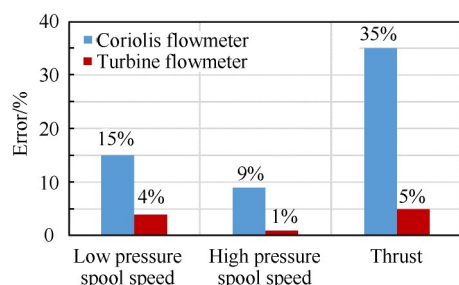
3.3 燃油流量过渡态效应分析

目前的涡扇发动机地面试车台架多使用科氏流量计来测量燃油的质量流量。科氏流量计的特点是稳态测量精度高,但是在过渡态过程中科氏流量计的测量结果将存在滞后。文献[23]对比了科氏流量计(CMF)、层流流量计(LFM)与泵后油压的一致性,发现CMF测量值存在约2s的滞后。而某型涡扇发动机地面台架试车数据也表明,加速过程中,科氏流量计的测量结果存在0.4~3s的滞后。分别以科氏流量计和涡轮流量计测量的燃油流量作为输入,仿真了发动机的加速过程,仿真结果以及误差见图6。使用

涡轮流量计的测量值作为输入后,低压转速的最大误差从15%降至4%,高压转速的最大误差从9%降至1%,推力的最大误差从35%降至5%。



(a) Acceleration simulation result of two flowmeter



(b) Maximum error of two simulation results

Fig. 6 Measurement error of W_{fb}

可见,科氏流量计过渡态过程的测量误差对于过渡态性能仿真是不可接受的,本文在过渡态性能分析中以涡轮流量计的测量结果作为基准。

4 精细化过渡态模型综合验证结果

经对上述过渡态性能影响因素的分析和建模,得到了精细化的整机过渡态性能仿真模型,此模型适用于所有类型的燃气涡轮发动机,进行计算时只需针对不同类型发动机的整机测点布局 and 结构特点等对模型进行适应性修改。本文选取了某小涵道比双轴混排涡扇发动机作为研究对象开展模型的综合验证。

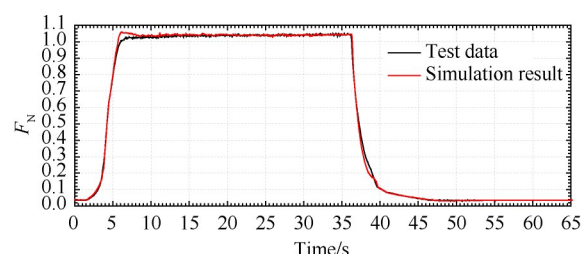
对精细化过渡态模型的验证从两个方面进行。一方面是开展过渡态试验数据评估,即以过渡态试验中的进气条件、燃油流量、 A_8 反馈值为输入,计算并对比过渡态过程中发动机转速、推力和关键截面的总温和总压等。另一方面是按照发动机给定的加速过程控制规律进行仿真,对比主要性能参数的变化趋势和加减速时间等。

4.1 过渡态试验数据评估结果

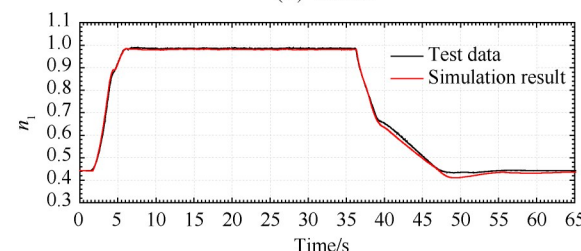
本文数据来源为某型小涵道比混排涡扇发动机在地面整机试验台架,自由进气条件下的过渡态性

能试验,以从慢车状态加速至中间状态短暂停留后再减速至慢车的过程为例,开展过渡态试验数据评估,并将评估结果与试验数据对比。主要参数的仿真结果与试验数据对比见图7,图中纵轴变量均经过归一化处理。可见各参数仿真结果的变化趋势与试验数据相符,下文定量分析误差情况。

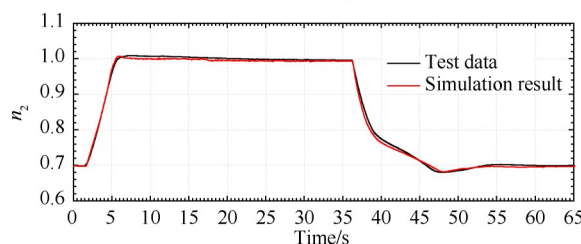
首先是加减速时间。从图7(a)可知,根据国军标的规定^[24],按照实测推力判读的加速时间为4.4s,仿真结果的加速时间为4.14s,试车和仿真的减速时



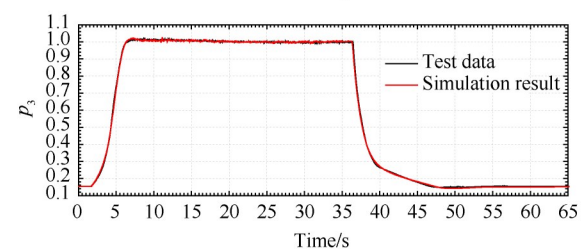
(a) Thrust



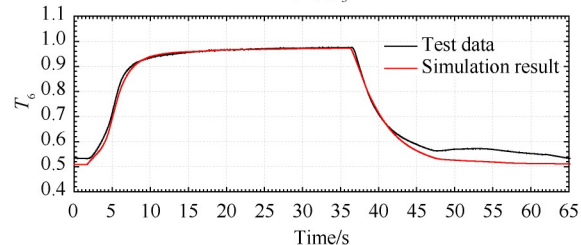
(b) n_1



(c) n_2



(d) p_3



(e) T_6

Fig. 7 Comparison of simulation result and test data

间均为4.71s。

从不同维度分析各参数的仿真结果精度。最大误差为全过程中仿真结果与试验数据数值差异的最大值,表征了该参数的仿真精度下限。全程平均误差为全过程中所有时刻误差的算术平均值,表征了该参数的平均仿真精度。中误差为全过程中所有时刻误差平方平均值的平方根,表征了该参数仿真精度的离散度。

图8为高低压物理转速的全程误差情况。可看出加减速全过程中高压物理转速误差小于1.9%,低压物理转速误差小于2.8%。高压物理转速的全程平均误差为0.45%,中误差为0.56%;低压物理转速的全程平均误差为0.77%,中误差为0.96%。

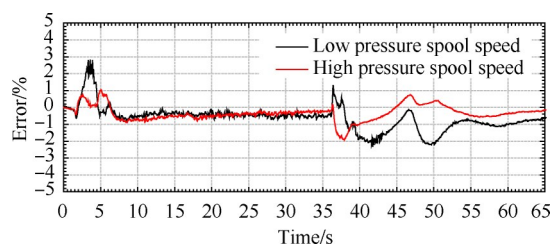


Fig. 8 Error of n_1, n_2

图9为发动机推力的全程误差情况。可看出加减速全过程中推力误差小于7.45%,最大误差出现在36s附近,为减速起始阶段,此处发动机状态变化剧烈,推力变化率较大,对燃烧过程的滞后很敏感,因此误差较大。推力全程平均误差为0.61%,中误差为1.21%。

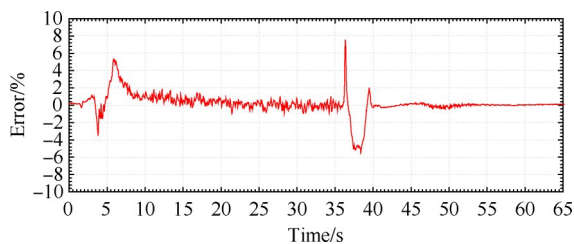


Fig. 9 Error of thrust

图10为压气机出口压力和内涵排气温度的全程误差情况。压气机出口压力的相对误差小于5.67%,全程平均误差为0.44%,中误差为0.65%;内涵排气温度的相对误差小于5.28%,全程平均误差为1.77%,中误差为2.50%。

4.2 给定控制规律的仿真分析

利用所建立的精细化过渡态模型对给定加速控制规律时的加速过程进行了仿真。并分别研究了 p_3 传感器滞后、 A_8 调节滞后、燃烧及控制系统滞后和PID算法对加速时间的影响,燃油流量和发动机推力

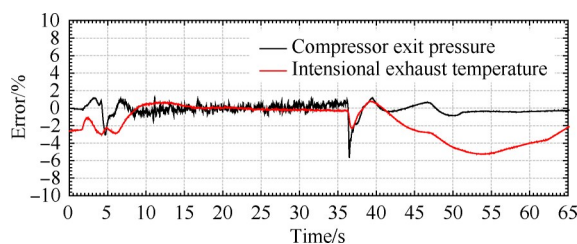


Fig. 10 Error of p_3, T_6

的结果如图11和图12所示。

可以看出,利用原始模型计算加速过程时,燃油流量上升很快,加速时间也较短,为2.22s;加入 p_3 压力测量滞后模型后, p_3 上升缓慢,导致按照加速控制规律计算的燃油流量上升显著变慢,加速时间延长了1.6s;将试车中的真实尾喷口面积变化历程给入后,加速时间缩短了约0.1s;加入400ms的控制系统时间消耗后,加速时间变为4.22s;最终加入PID控制算法模型后,燃油在加速终了阶段上升平缓,加速时间为4.33s。图12中的虚线为实测的加速过程推力变化曲线,其加速时间为4.35s,而原有的过渡态模型由于未考虑 p_3 传感器滞后、 A_8 调节滞后等因素,仿真出的加速时间为2.5s左右,因此本文中模型的仿真结果的精度显著提升。

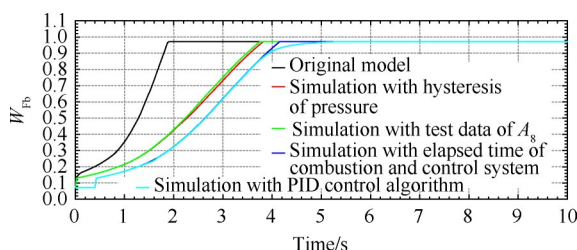


Fig. 11 W_b simulation result

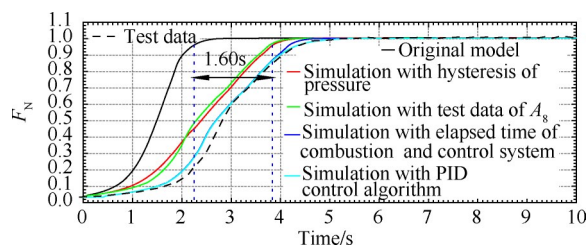


Fig. 12 Thrust simulation result

5 结论

通过本文的研究,可得以下结论:

(1) 本文建立的精细化过渡态仿真模型中包含了部件特性自适应修正、容积效应模型、热存储效应模型以及叶尖间隙变化模型,考虑了能量释放滞后效应和控制系统PID算法对过渡态性能的影响,与已

有模型相比集成的因素更为全面。

(2)利用精细化过渡态仿真模型开展过渡态试验数据评估,以整机试验数据为基准分析其计算精度,结果表明:低压物理转速全程误差小于2.82%,平均误差为0.77%;高压物理转速全程误差小于1.92%,平均误差为0.45%;发动机推力全程误差小于7.45%,平均误差为0.61%,可以满足工程使用需求。

(3)通过对内涵排气温度和压气机出口压力测量系统的过渡态效应建模,提升了仿真精度,加速过程中前者的最大误差从34%降至4.5%,后者从40%降至4.5%。同时,过渡态性能分析时宜采用过渡态响应较快的涡轮流量计测量数据。

(4)加速过程中机载 p_3 的测量滞后,使得加速时间增加了约1.6s,而 A_8 收喷口滞后,使得加速时间缩短0.1s,在进行过渡态控制规律设计时应将这两个因素考虑在内。

致谢:感谢两机重大专项基础研究项目的资助。

参考文献

- [1] 曹建国. 航空发动机仿真技术研究现状、挑战和展望[J]. 推进技术, 2018, 39(5): 961-970. (CAO Jian-guo. Status, Challenges and Perspectives of Aero-Engine Simulation Technology[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(5): 961-970.)
- [2] 王新月, 苏三买, 廉小纯. 混合排气加力涡扇发动机过渡态的数值计算[J]. 推进技术, 2002, 23(3): 189-192. (WANG Xin-yue, SU San-mai, LIAN Xiao-chun. Numerical Simulation of Turbofan Engine with Mixer Afterburning under Transient Conditions[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(3): 189-192.)
- [3] 黄顺洲. 面向对象的航空发动机性能仿真技术及其应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [4] 张晓博. 面向对象的航空发动机性能仿真系统研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.
- [5] 吴虎, 廉小纯. 热传递对涡轮发动机瞬态性能影响的数值分析[J]. 推进技术, 2002, 23(6): 445-447. (WU Hu, LIAN Xiao-chun. Numerical Simulation of Effects of Heat Transfer on the Transient Performance of Gas Turbine Engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(6): 445-447.)
- [6] 薛莹. 航空发动机叶尖间隙的数值仿真[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
- [7] Chen F P, Chen Y, Song K, et al. Study on the Influence of Heat Transfer Effect on Performance Simulation of Engine Transition State[C]. *Brussels: 10th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering(ICMAE)*, 2019: 443-448.
- [8] 施洋. 民用大涵道比涡扇发动机全状态性能模型研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.
- [9] 陈敏, 唐海龙, 朱之丽. 基于冷效的涡扇发动机过渡过程仿真模型[C]. 太原: 中国航空学会推进系统气动热力学专业第十届学术交流会, 2005.
- [10] 陈红梅, 朱之丽. 涡扇发动机过渡过程模拟精化方法[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 75-79.
- [11] 魏梦. 考虑叶尖间隙的发动机性能计算方法研究[D]. 北京: 中国航空研究院, 2013.
- [12] Kurzke J, Halliwell I. Propulsion and Power[M]. *Cham: Springer*, 2018: 273-289.
- [13] MA Y, DU X, SUN X. Adaptive Modification of Turbofan Engine Nonlinear Model Based on LSTM Neural Networks and Hybrid Optimization Method[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(9): 314-332.
- [14] 贾琳渊, 程荣辉, 张志舒, 等. 研发阶段涡扇发动机模型自适应方法[J]. 推进技术, 2020, 41(9): 1935-1945. (JIA Lin-yuan, CHENG Rong-hui, ZHANG Zhi-shu, et al. Adaptive Modelling for Turbofan Engine in Development Stage[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(9): 1935-1945.)
- [15] 宋可染, 陈玉春, 贾琳渊, 等. 涡扇发动机加减速特性显式与隐式计算方法[J]. 推进技术, 2021, 42(10): 2169-2176. (SONG Ke-ran, CHEN Yu-chun, JIA Lin-yuan, et al. Explicit and Implicit Methods to Calculate Acceleration and Deceleration Performance of Turbofan Engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(10): 2169-2176.)
- [16] Sellers J F, Daniel C J. DYNGEN-A Program for Calculating Steady State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines[R]. *NASA-TN-D-7901*, 1975.
- [17] 樊巍. 涡轴发动机总体综合设计方法初步研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
- [18] 谷多多. 基于难度系数平衡的涡轴发动机总体综合设计方法初步研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- [19] 王慧汝, 金捷, 刘大响. 过渡态工况下环形燃烧室热态三维数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 314-319.
- [20] 樊思齐. 航空发动机控制(下册)[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008.
- [21] 朱国瑞. 航空器压力测量管路的迟滞特性研究[J]. 宁波大学学报(理工版), 1990, 3(2): 82-92.
- [22] 汤黄华. 飞机全、静压系统的迟滞分析与测试[J]. 洪都科技, 1995, 22(2): 3-13.
- [23] 王筱庐, 陈玉春, 蒋宇翔. 基于层流流量计的航发燃油流量动态测量技术研究[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(3): 35-41.
- [24] GJB241A-2010, 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范[S].

(编辑:梅 瑛)