

基于试飞数据的涡轴发动机性能建模技术^{*}

张 浩, 李 密, 赵海刚

(中国飞行试验研究院发动机所, 陕西 西安 710086)

摘 要: 为了实现军用涡轴发动机在装机状态下的虚拟预测试飞, 通过罚函数法求解超定非线性方程组的最小二乘解, 并采用回归分析对部件特性耦合因子进行曲线拟合, 优化基准稳态模型, 构建了某型涡轴发动机稳态性能计算模型。在此基础上, 应用发动机加减速试飞数据, 综合考虑部件容腔效应、转动部件的转子动力学和高温部件的传热效应, 开发了涡轴发动机部件级过渡态性能计算模型。采用该模型对包线范围内不同工况的发动机稳态和过渡态工作过程进行了仿真预测, 结果表明: 与真实装机试验结果相比, 发动机各工作参数的稳态预测精度在4.2%以内, 过渡态预测精度在9.2%以内, 满足工程精度要求。该模型能够满足虚拟预测试飞的技术需求, 对涡轴发动机的设计、试飞和使用具有重要作用。

关键词: 涡轴发动机; 试飞数据; 加减速; 部件级模型; 模型修正

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 10-2177-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200021

Performance Modeling Technique of Turboshaft Engine Based on Flight Experimental Data

ZHANG Hao, LI Mi, ZHAO Hai-gang

(Engine Department of Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710086, China)

Abstract: In order to realize the virtual predictive flight test of military turboshaft engines under installed condition, the steady-state performance calculation model of turboshaft engine was constructed by solving the least square solution of overdetermined nonlinear equations with penalty function method, using regression analysis to fit the curve of the component characteristics coupling factors, and optimizing the baseline steady state model. Then considering the volume effect, rotor dynamics of rotating parts, and heat transfer effect of high temperature parts, the component-based transient performance model of the turboshaft engine was developed, with the support of the acceleration and deceleration experimental data. This model was used to simulate the steady state and transient state under some engine working conditions in the flight envelope. Compared with the real installed test results, the results show that the steady-state prediction accuracy of engine parameters is less than 4.2% and the transition state prediction accuracy is less than 9.2%. The model can meet the technical requirements of virtual predictive flight test, and plays an important role in the design, experimental and service of turboshaft engines.

Key words: Turboshaft engine; Flight experimental data; Acceleration and deceleration; Component-based model; Model modification

^{*} 收稿日期: 2020-01-12; 修订日期: 2020-04-07。

通讯作者: 张 浩, 硕士, 工程师, 研究领域为航空发动机性能特性试飞。

引用格式: 张 浩, 李 密, 赵海刚. 基于试飞数据的涡轴发动机性能建模技术[J]. 推进技术, 2021, 42(10):2177-2186.
(ZHANG Hao, LI Mi, ZHAO Hai-gang. Performance Modeling Technique of Turboshaft Engine Based on Flight Experimental Data[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(10):2177-2186.)

1 引 言

军用涡轴发动机通常选取典型高度和速度点进行飞行试验^[1],为了合理地评定这些有限的试飞结果,预测涡轴发动机在全包线范围内的工作能力,可以通过虚拟预测试飞等手段实现。然而,传统的相似换算方法在评估涡轴发动机性能时会引入较大误差^[2],这是由于涡轴发动机通常采用动力涡轮恒转速的调节规律,无法同时满足燃气涡轮和自由涡轮的相似条件。若能将涡轴发动机数学模型应用于试飞评估,将会消除不相似引起的误差,从而极大提升涡轴发动机真实装机性能的评估精度。

目前涡轴发动机的性能建模方法主要有两类:一是基于试车/试飞数据,直接通过系统辨识的方法建立发动机模型^[3-4];二是基于部件特性,通过求解部件共同工作方程,完成整机模型的构建^[5-8]。第一类方法不能反映发动机的共同工作过程,无法获取试验中未测量的参数,同时也缺乏扩展性,如使用基于地面试验数据构建的模型计算飞行中的性能时会产生较大误差。第二类方法获得的模型往往与真实飞行性能存在较大误差,这是由于涡轴发动机装机后受到直升机旋翼下洗流、进排气损失、引气与功率提取等因素的影响^[9-10],性能发生了变化,不能直接用于装机性能的确定。本文拟采用第二类方法,结合修正思想以提高装机性能模型的计算精度。经过试飞数据修正后的部件级模型能够在全包线范围内模拟发动机的稳态和过渡态特性,预测飞行包线边界或复杂环境条件下的发动机状态和可能存在的风险,对飞行试验设计具有重要意义。

在发动机模型修正与验证方面,国内外学者做了一些工作^[11-13],建立全新的部件特性以适应试验结果,然而这些工作仅限于非装机条件下的台架/高空台试验,飞行中应用很少。飞行试验中受到的不确定性因素成倍于非装机试验,如飞行中风向、风速、温度、湿度、云层等气象条件的不确定性以及直升机整机系统协同工作时产生的振动、功率的需求、负载的改变、电磁环境的变化等内在影响因素,因此修正模型精度的难度远大于非装机试验。

早期的发动机模型大多侧重于稳态性能的研究,对于过渡态工作过程考虑的因素较少。如文献[14]仅考虑了部件容腔效应和转子惯性在过渡态过程中产生的影响,忽略了热传递这一因素;文献[15]则主要考虑了热传递对发动机加减速特性的影响。过渡态工作过程需要全面考虑转速、压力、温度、流

量等参数的跟随性,缺少任一影响因素就不能完整反映过渡态特征,从而难以保证过渡态模型的计算精度^[16-18]。

本文基于涡轴发动机试飞数据,对部件级基准模型进行修正,综合考虑容腔效应、转子惯性、热惯性等因素,建立符合真实飞行条件的涡轴发动机稳态和过渡态模型。以此来完善飞行试验结果的评估方式,为涡轴发动机性能评估、加减速特性评估、试验点预测、状态监视、健康管理和故障诊断等方面提供新的思路。

2 研究对象及计算方法

2.1 研究对象

研究对象为国产某型军用涡轴发动机,发动机本体主要由预旋式粒子分离器、五级轴流加一级离心式组合压气机、短环直流燃烧室、两级轴流气冷式燃气涡轮、两级轴流非冷却动力涡轮组成,截面编号如图1所示。该型发动机功率轴采用前输出方式,燃气涡轮的冷却气流来源于压气机出口,动力涡轮采用恒转速控制。

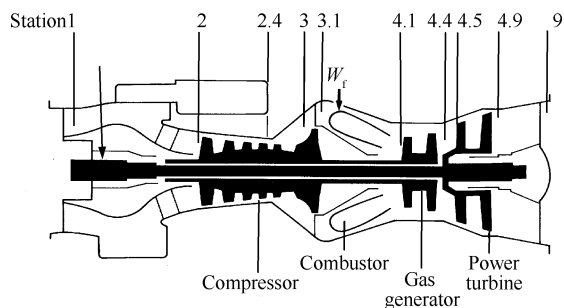


Fig. 1 Section number diagram of turboshaft engine

2.2 稳态模型的建立及修正方法

本文的建模工作是在涡轴发动机基准稳态模型的基础上进行的,其基本建模思路为:基于涡轴发动机通用部件特性,以燃气发生器转速 N_g 为控制参数,按照各结构部件顺序进行热力循环计算,结合(1)燃气涡轮-压气机流量连续;(2)动力涡轮-尾喷管流量连续;(3)燃气涡轮-压气机扭矩平衡等物理关系,建立涡轴发动机共同工作的非线性方程组,通过迭代求解,即可获得涡轴发动机基准稳态模型。

基准稳态模型与实际发动机稳态性能之间存在一定的差异,在此基础上,需要根据研究对象的实际情况进行合理的修正和校准,从而使稳态性能模型能够完全表达实际发动机的关键性能特征。本文对通用部件特性进行平移和缩放^[19],使共同工作线逼

近飞行试验测量结果,从而获取部件特性修正因子。利用大量的稳态飞行试验数据,逆向求解部件特性耦合因子,然后拟合曲线,获得适用于该型涡轴发动机性能计算的新部件特性。

依次选取压气机压比 π_c , 压气机温比 TR_c , 压气机进口换算流量 W_{a2c} , 动力涡轮单位焓降 H_{PT} 作为部件特性的优化目标,其耦合因子分别定义如下

$$\pi_{c,OH} = \frac{\pi_{c,exp}}{\pi_{c,cal}} \quad (1)$$

$$TR_{c,OH} = \frac{TR_{c,exp}}{TR_{c,cal}} \quad (2)$$

$$W_{a2c,OH} = \frac{W_{a2c,exp}}{W_{a2c,cal}} \quad (3)$$

$$H_{PT,OH} = \frac{H_{PT,exp}}{H_{PT,cal}} \quad (4)$$

式中下标 OH 为耦合因子,exp 为试验结果,cal 为计算结果。

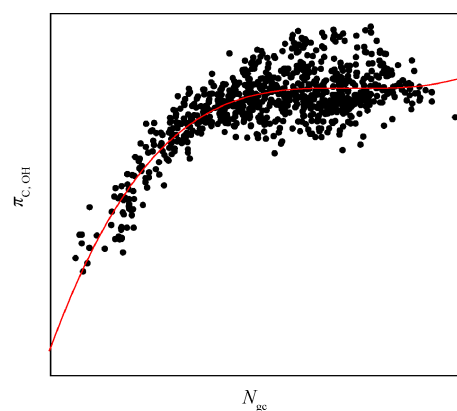
热力循环计算过程中,使用耦合因子对部件特性进行修正,逼近试飞数据。通过飞行试验,选取若干个测量精度较高的关键性能参数和内流道截面参数进行校准。本文选取的参数分别为扭矩 Q , 压气机出口静压 p_{s3} , 燃油流量 W_f , 燃气涡轮后总温 T_{45} 。

在给定飞行条件和燃气发生器转速的情况下,对发动机共同工作线进行修正,除了需要满足发动机部件共同工作的流量连续、扭矩平衡方程外,还需保证上述关键性能参数或内流道截面参数的计算精度,即参数测量值与模型计算值相等。可直接使用燃油流量的测量值参与修正计算,此外还需给定燃气涡轮落压比 π_{CT} 的初猜值,加上四个耦合因子,共有五个未知数。

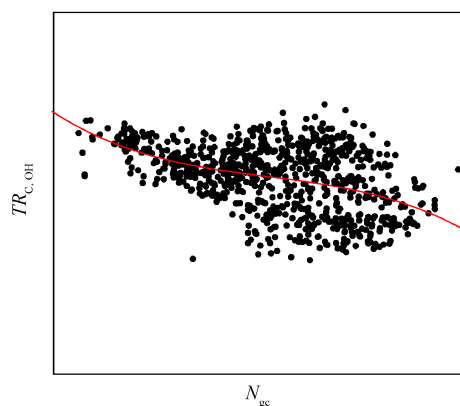
于是,优化问题转换为 6×5 超定非线性方程组的求解问题,本文基于迭代收敛技术,采用罚函数法迭代求解方程组,以平衡方程残差 err 的平方和最小值为目标函数 F ,寻找超定非线性方程组的最小二乘解

$$F = \min \left(\sum_{i=1}^6 err_i^2 \right) \quad (5)$$

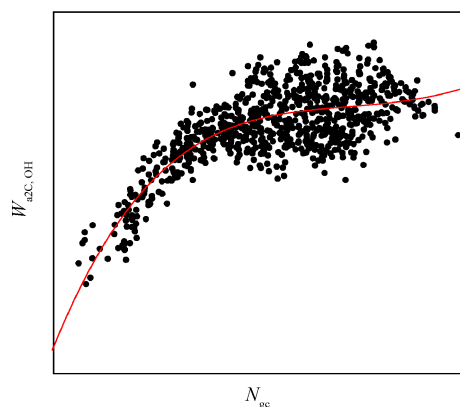
对每一个试飞数据都进行逆向求解,得到大量的耦合因子,采用回归分析方法对耦合因子进行拟合,即可获得发动机在慢车以上状态下的耦合因子拟合曲线及函数表达式。图2给出了发动机在慢车以上状态下 π_c , TR_c , W_{a2c} 和 H_{PT} 等部件特性参数的耦合因子拟合结果。



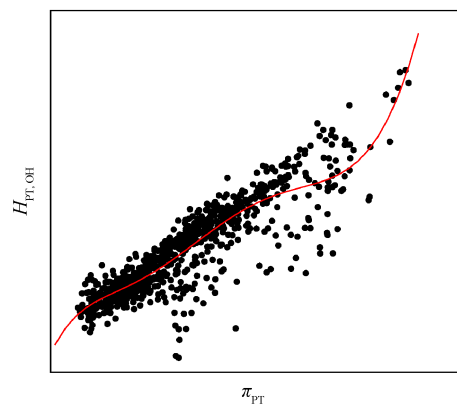
(a) Coupling factor of π_c



(b) Coupling factor of TR_c



(c) Coupling factor of W_{a2c}



(d) Coupling factor of H_{PT}

Fig. 2 Coupling factor after the idle state

使用拟合后的耦合因子对发动机共同工作线和部件特性进行修正,图3分别给出了部件特性修正前后的共同工作线、压气机温比-压比特性、动力涡轮焓降-落压比特性。

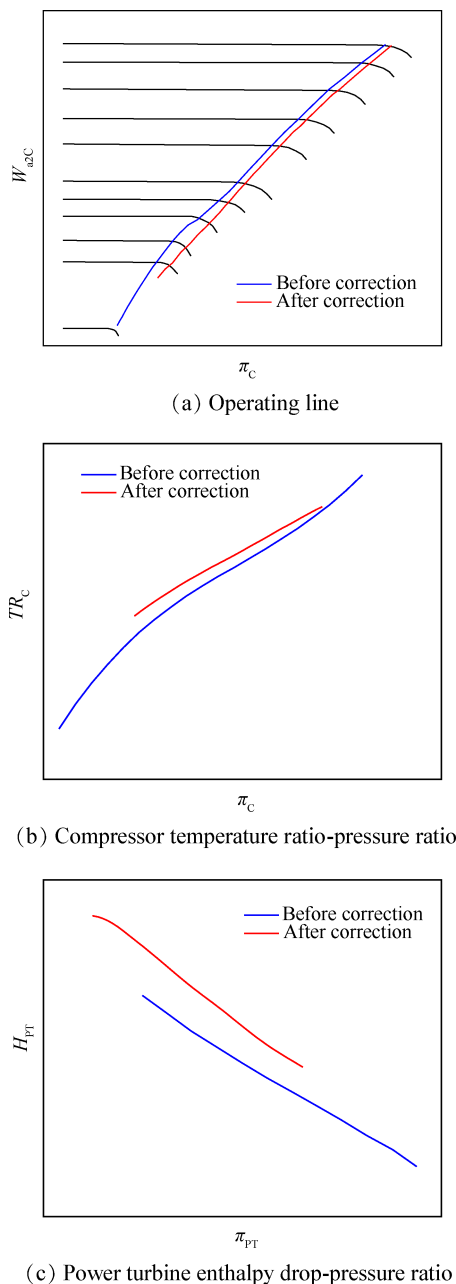


Fig. 3 Component characteristics before correction and after correction

2.3 过渡态模型的建立方法

2.3.1 过渡态计算程序流程

涡轴发动机在进行加、减速等过渡态工作过程中,严格来说部件特性与稳态时是有微小变化的,这是由于气流本身的非定常性及转子叶片与机匣之间的间隙变化等因素所导致的。考虑到发动机的气动过程非常迅速,气流微团从发动机进口到尾喷管出口的流动速度远大于转子转速,因此在本文计算中,认为这些影响可以忽略,直接使用经稳态试飞数据修正后的部件特性进行过渡态计算。但在过渡态计算过程中,仍需要综合考虑部件间的容腔效应、转动部件的转动惯量和高温部件的传热效应,热力循环计算流程如图4所示。整个过渡态计算过程以燃油流量 W_f 为控制参数,计算程序核心代码流程如图5所示。

2.3.2 热力循环计算和平衡方程的修正

在涡轴发动机过渡态计算中,需考虑部件内或部件间容积室的容腔效应,容积室内由于气流密度变化会产生质量的储存和释放,导致进、出口的气流参数不再相等,稳态计算中的流量连续不再适用,需加入压力的微分项来修正流量连续方程。

本文计算中考虑了该型涡轴发动机中容积较大的容积室,如压气机容积室、燃烧室容积室和涡轮间容积室的容腔效应,忽略了其它较小容积的容积室,在保证工程精度的同时简化了计算。考虑到这三个容积室的容腔效应,分别在压气机引气流量连续方程、压气机-燃气涡轮流量连续方程、动力涡轮-尾喷管流量连续方程中加入压气机后总压 p_3 ,燃气涡轮前总压 p_{41} ,动力涡轮前总压 p_{45} 的微分项进行修正

$$W_{a3} = W_{a3,b1} + W_{a31} + f(dp_3/dt) \quad (6)$$

$$W_{a31} + W_f = W_{41} + f(dp_{41}/dt) \quad (7)$$

$$W_{a3} + W_f = W_{45} + f(dp_{45}/dt) \quad (8)$$

式中下标 b1 为引气。

在发动机过渡态气动过程中,气流参数的变化比转子转速的变化快得多,这是由于转动部件具有

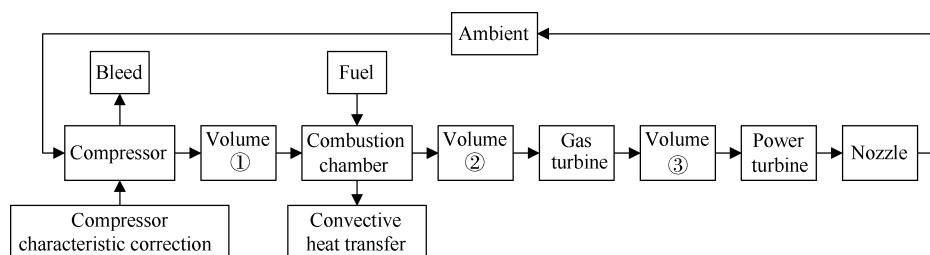


Fig. 4 Calculation process of transient thermodynamic cycle

转动惯量,气流经过燃气涡轮后产生的功率有一部分用于驱动燃气发生器转子加速或减速,因此压气机和燃气涡轮的扭矩并不相等,需采用转子动力学方法来修正扭矩平衡方程。

考虑到燃气发生器转子的转动惯量,在燃气涡轮-压气机扭矩平衡方程中加入燃气发生器转速 N_g 的微分项进行修正

$$Q_c + \frac{dN_g}{dt} \cdot \frac{\pi J_{GT}}{30} = Q_{GT} \quad (9)$$

式中 Q_c 为压气机消耗的扭矩, Q_{GT} 为燃气涡轮产生的扭矩, J_{GT} 为燃气发生器转子的转动惯量。

在发动机过渡态工作过程中,高温燃气与发动机结构部件之间存在大量的非定常热交换,为提高过渡态模型仿真精度,热交换的影响不容忽视。在涡轴发动机中,主要体现在燃烧室出口的高温燃气与机匣金属壁面和涡轮叶片金属的对流换热。发动机内部传热效应非常复杂,为了简化计算,将参与高温燃气热交换的结构部件理想化为一个集中质

量^[20],这样就转化成为高温燃气与集中质量之间的热传递计算。

高温燃气与集中质量之间的对流换热量分别与集中质量和高温燃气的热量变化相等,即

$$hA_m(T_{41} - T_m) = c_{p,m} M \frac{dT_m}{dt} \quad (10)$$

$$hA_m(T_{41} - T_m) = c_{p,g} W_g(T_{41,ns} - T_{41}) \quad (11)$$

式中 h 为燃气与集中质量间的表面传热系数, A_m 为对流换热面积, T_m 为集中质量的总温, $c_{p,m}$ 为集中质量的比热, M 为集中质量的质量, $c_{p,g}$ 为燃气的比热, W_g 为燃气流量, $T_{41,ns}$ 为不考虑热传递的燃气涡轮前总温。

定义时间常数 $\tau_1 = \frac{Mc_{p,m}}{hA_m}$, $\tau_2 = \frac{Mc_{p,m}}{W_g c_{p,g}}$, 整理得

$$T_{41} = \frac{\tau_1 T_{41,ns} + \tau_2 T_m}{\tau_1 + \tau_2} \quad (12)$$

$$T_{m,t+\Delta t} = T_{41,t+\Delta t} - (T_{41,t} - T_{m,t}) \cdot e^{-\frac{\Delta t}{\tau_1}} \quad (13)$$

式(10)表征了每一瞬时时燃气温度与集中质

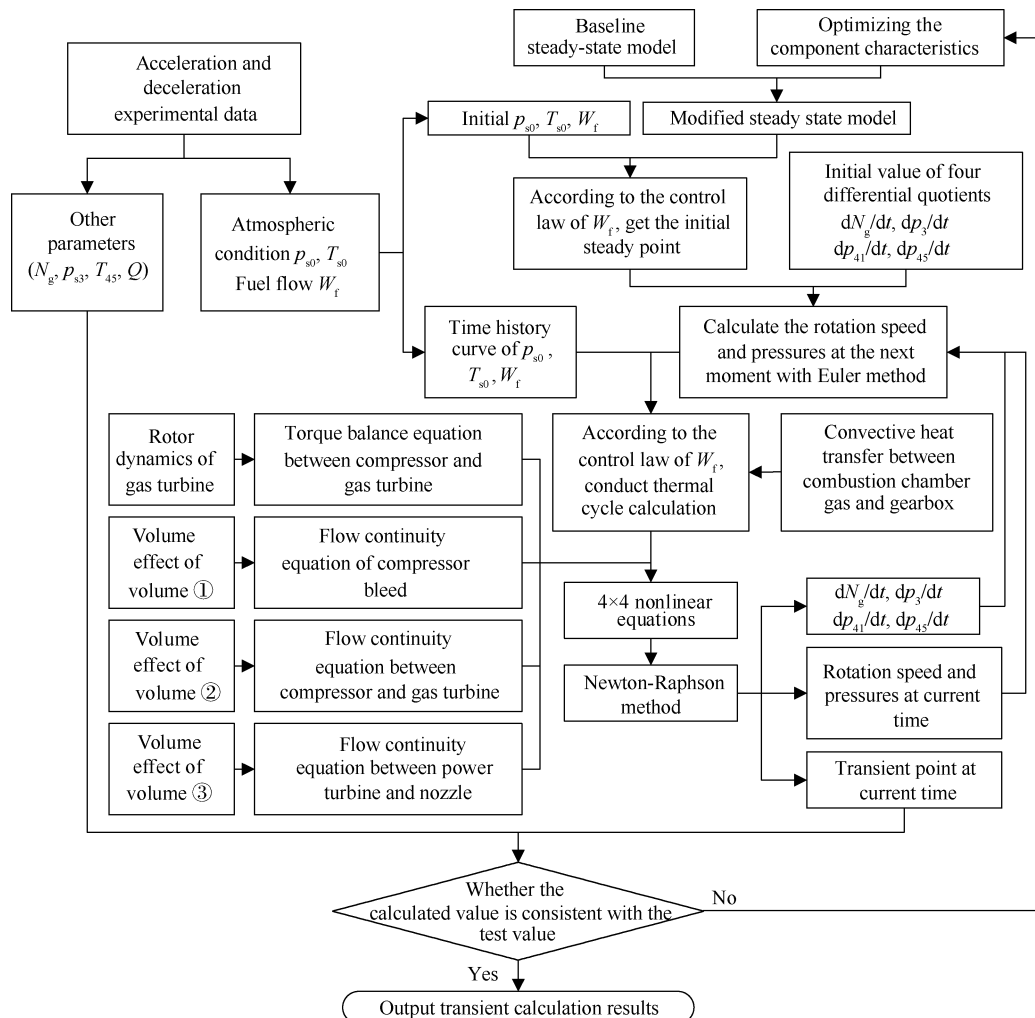


Fig. 5 Flow chart of transient computing program

量温度之间的关系,式(11)表征了过渡态燃气温度和集中质量温度与时间的关系。将传热效应纳入热力循环计算,通过迭代求解,即可计算得到过渡态的燃气涡轮前总温 T_{41} 和集中质量温度 T_m 。图6给出了高温燃气与集中质量之间传热效应的计算流程图,在燃烧室部件和燃气涡轮部件之间添加传热计算模块,完善热力循环计算过程。

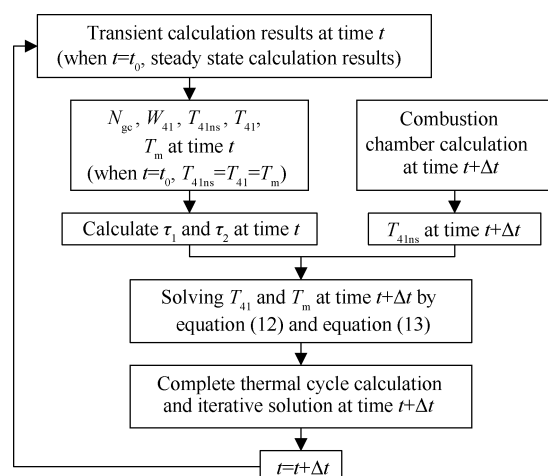


Fig. 6 Flow chart of heat transfer calculation

对比考虑和不考虑传热效应时燃气涡轮前温度,如图7所示,可以明显看到,在发动机过渡态气动过程中,集中质量温度 T_m 变化比较平滑,而燃气涡轮前总温 T_{41} 随供油变化响应较为剧烈,考虑和不考虑传热效应时差异较大。在发动机加速(或减速)过程中,考虑传热效应后, T_{41} 变化有延迟,且增幅(或减幅)较小,更符合实际情况,从而提升了模型精度。

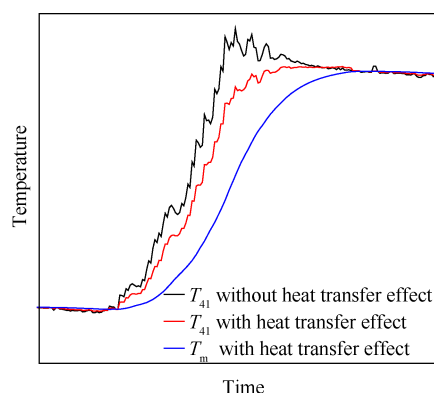
3 结果与讨论

3.1 稳态模型的验证

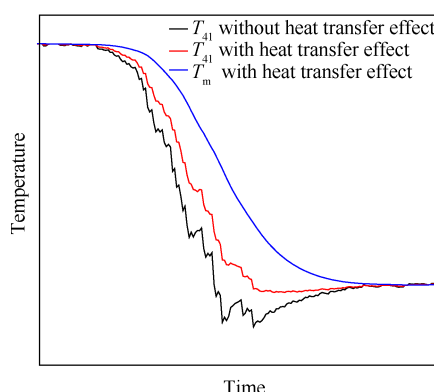
为验证稳态计算模型的精度,选取该型发动机在地面以不同扭矩状态工作以及气压高度1~6km下以不同速度稳定平飞的试验数据进行对比,计算各高度层下以不同扭矩、不同发动机状态时 W_f , Q , T_{45} , p_{s3} 等参数的最大相对误差如表1所示。以 Q 为例,最大相对误差的计算式为

$$Q_{err} = \max \left| \frac{Q_{cal} - Q_{exp}}{Q_{exp}} \times 100\% \right| \quad (14)$$

通过误差分析可以看到,在地面和空中不同工况下, W_f 的误差在3.6%以内, Q 的误差在4.2%以内, T_{45} 的误差在1.9%以内, p_{s3} 的误差在3.6%以内,各工作参数的稳态计算误差均满足工程精度要求。



(a) Acceleration



(b) Deceleration

Fig. 7 Gas turbine front temperature comparisons between considering and not considering heat transfer effect

Table 1 Maximum steady state relative error on the ground and in flight (%)

Condition	$W_{f, err}$	Q_{err}	$T_{45, err}$	$p_{s3, err}$
Ground	1.6	1.1	1.4	2.2
1km	1.9	2.3	1.4	2.1
2km	2.6	1.8	1.3	2.8
3km	2.7	3.5	0.9	3.3
4km	2.7	3.8	1.9	2.5
5km	3.6	3.9	1.9	3.6
6km	3.5	4.2	1.1	2.2

3.2 过渡态模型的求解、验证与应用

根据该型涡轴发动机的加、减速试飞数据,给出大气条件 p_{s0} 和 T_{s0} 以及上提、下放总距杆过程中的供油规律,以实时燃油流量作为过渡态的控制参数。先以初始条件进行一步稳态计算,获得初始时刻的稳态结果,然后给定一个微小步长 Δt ,给定燃气发生器转速和三个容积室总压的微商 (dN_g/dt , dp_3/dt , dp_{41}/dt , dp_{45}/dt) 的初猜值,通过欧拉法计算常微分方程,得到下一时刻的转速和总压值

$$N_g(t) = N_g(t-1) + \Delta t \cdot dN_g/dt \quad (15)$$

$$p_3(t) = p_3(t - 1) + \Delta t \cdot dp_3/dt \quad (16)$$

$$p_{41}(t) = p_{41}(t - 1) + \Delta t \cdot dp_{41}/dt \quad (17)$$

$$p_{45}(t) = p_{45}(t - 1) + \Delta t \cdot dp_{45}/dt \quad (18)$$

然后根据下一时刻的大气条件和燃油流量,以燃气发生器转速和三个容积室压力作为已知参数,进行过渡态热力循环计算。综合考虑容腔效应、转子动力学和传热效应,列出含微分项的4×4非线性方程组,该方程组包含四个未知数,四个平衡方程。采用牛顿-拉夫逊法进行迭代求解,达到计算精度后,获得此时的发动机状态。选取 N_g, p_3, p_{41}, p_{45} 作为下一时刻的初始状态,四个微商值作为求解下一时刻的初猜值,以下一时刻的大气条件和燃油流量进行接下来的过渡态计算,以此来实现发动机过渡态工作过程的模拟。这种过渡态模型求解方法不仅考虑了转子动力学的影响,同时也描述了容腔效应及传热效应所起的作用,全面准确地反映了过渡态的工作特点。

由于试飞单位缺乏该型发动机自带控制器的详细设计资料,所以仅能通过大量的试飞结果反向构建模型。依据典型加、减速试飞数据的大气条件和供油量,开展过渡态模型求解计算,选取 N_g, Q, T_{45}, p_{s3} 等参数与试验结果进行对比,即可验证模型的精度。在给定大气条件下,涡轴发动机地面加、减速试验中,各工作参数的模型计算结果与试验值对比如图8

所示。选取1.2km, 2.0km, 4.0km三个高度分别进行发动机加、减速试飞,各工作参数的模型计算结果与试验值对比如图9所示。

分别对该型涡轴发动机加速过程和减速过程中 N_g, Q, T_{45}, p_{s3} 的计算误差进行分析,限于篇幅,只给出地面加、减速过程的实时相对误差,如图10所示。在地面和空中不同高度下,发动机加、减速过程中的最大相对计算误差值见表2。

Table 2 Maximum relative error in acceleration and deceleration processes on the ground and in flight (%)

Condition	Acceleration				Deceleration			
	$N_{g,err}$	Q_{err}	$T_{45,err}$	$p_{s3,err}$	$N_{g,err}$	Q_{err}	$T_{45,err}$	$p_{s3,err}$
Ground	1.0	3.4	8.6	2.7	1.5	2.9	7.8	2.1
1.2km	0.4	5.9	8.8	1.4	0.7	4.4	2.9	2.2
2.0km	0.8	5.6	8.5	2.1	1.7	8.6	9.2	6.3
4.0km	0.5	6.4	8.7	2.2	1.8	6.5	8.3	5.3

通过误差分析可以看到,在进行发动机加、减速过程中,模型的计算结果与试验结果基本一致,过渡态的计算误差略大于稳态计算误差。地面条件下, N_g, Q, p_{s3} 的过渡态计算误差满足工程精度要求, T_{45} 的最大计算误差仅为8.6%;空中不同工况条件下, N_g 的计算误差满足工程精度要求, Q, T_{45}, p_{s3} 的最大计算误差分别为8.6%, 9.2%, 6.3%。地面条件下,计算模型

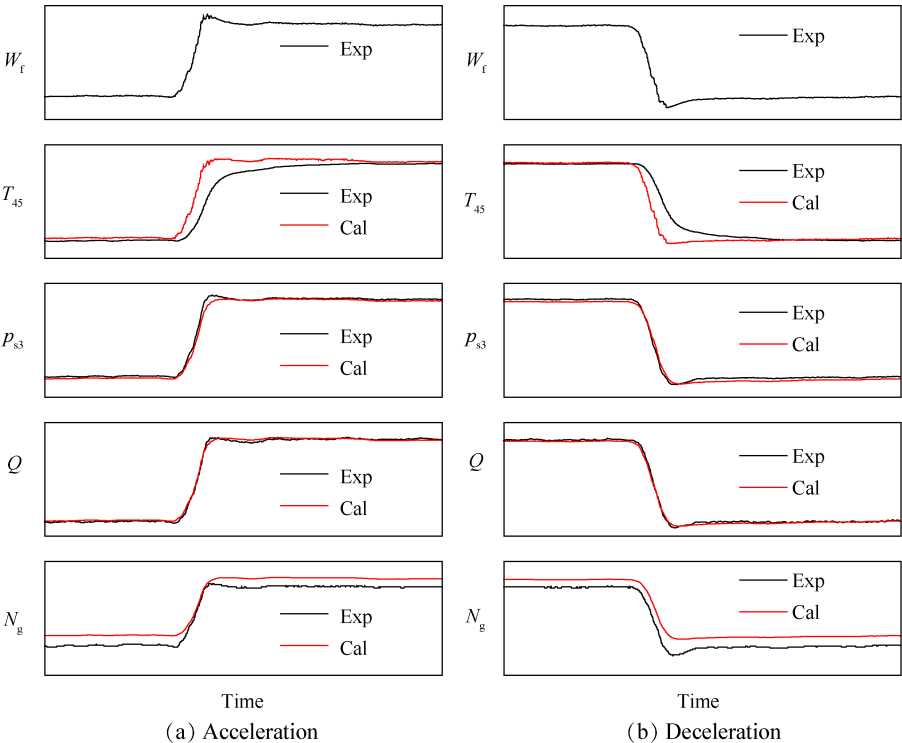
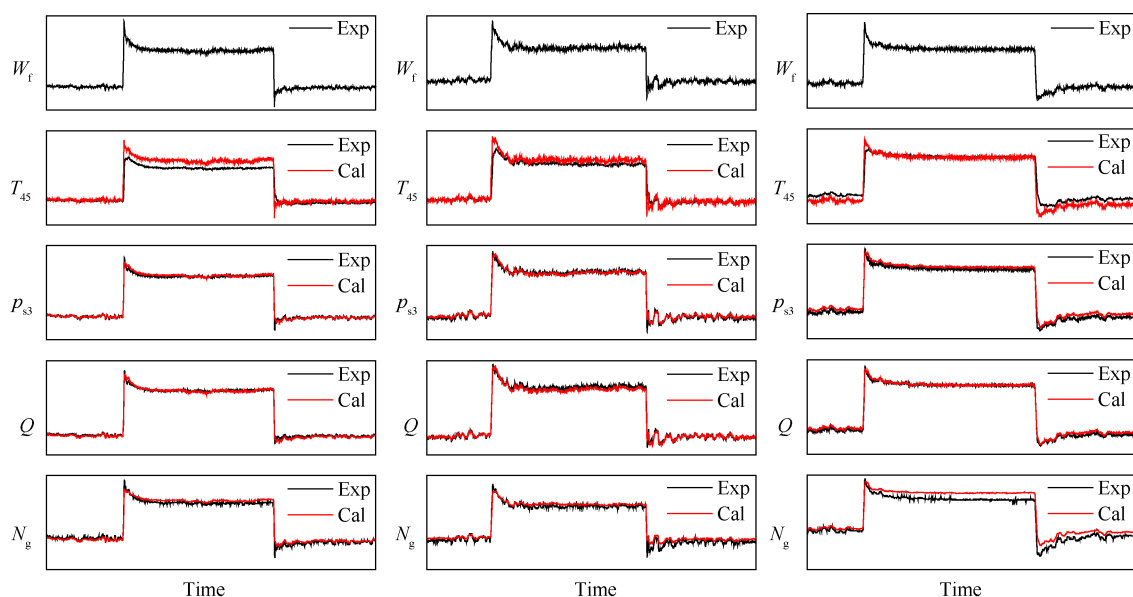
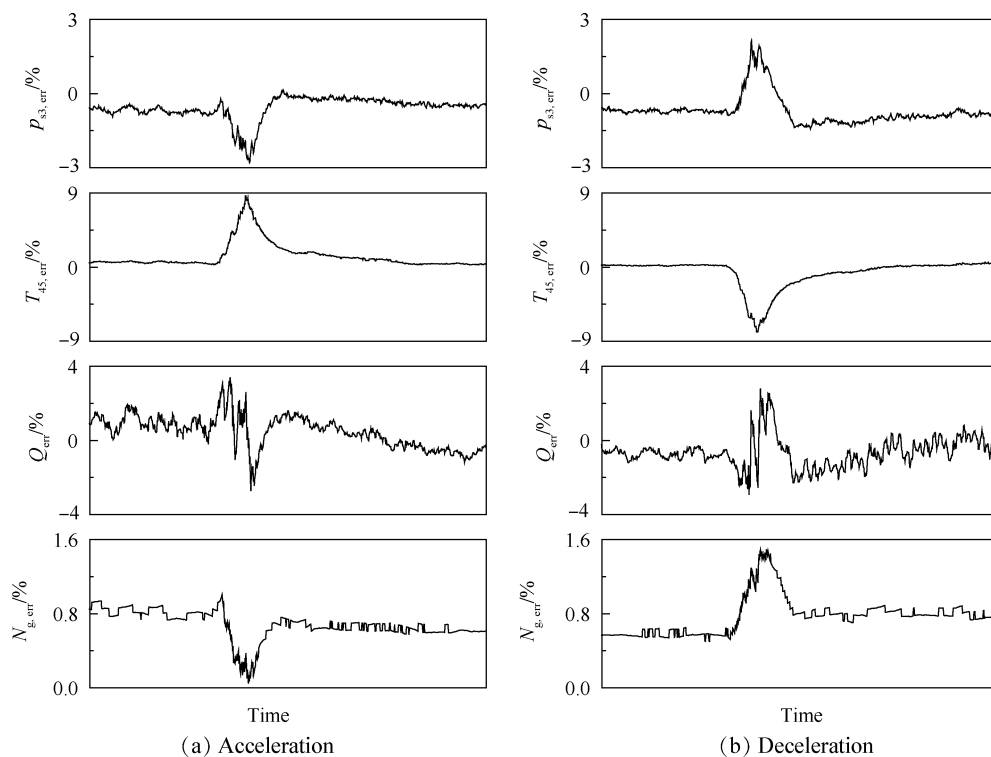


Fig. 8 Comparisons between calculated and experimental values of ground acceleration and deceleration processes ($p_{s0}=96.7\text{kPa}, T_{s0}=2.3^\circ\text{C}$)

(a) 1.2km, $p_{s0}=87.2\text{kPa}$, $T_{s0}=19.1^\circ\text{C}$ (b) 2.0km, $p_{s0}=79.1\text{kPa}$, $T_{s0}=16.2^\circ\text{C}$ (c) 4.0km, $p_{s0}=61.7\text{kPa}$, $T_{s0}=3.2^\circ\text{C}$ **Fig. 9 Comparisons between calculated and experimental values of flight acceleration and deceleration processes**

(a) Acceleration

(b) Deceleration

Fig. 10 Real-time relative calculation error of acceleration and deceleration process ($p_{s0}=96.7\text{kPa}$, $T_{s0}=2.3^\circ\text{C}$)

满足高精度过渡态计算模型的要求;空中条件下模型计算误差稍大于地面条件,但仍能控制在9.2%以内,符合工程精度要求。因此,本文建立的涡轴发动机计算模型能够较为准确地描述发动机过渡态各参数的响应情况。

该模型的验证采用了与自身发动机试验结果作对比的方式,计算精度仍有提升空间,可针对如下误

差来源进一步开展工作以提升仿真精度:

(1)由于受到飞行条件不稳定的影响,稳态试飞数据修正得到的耦合因子差异较大,误差带较宽,修正后的部件特性又只是在共同工作线上进行更改,在建立计算模型时难免会出现误差。

(2)缺乏发动机自带控制器的设计资料,仅采用试验中测量精度较高的关键性能参数和内流道截面

参数进行校准,模型难免出现微小偏差。

(3)计算程序中做了很多假设和简化,如假设发动机同一截面上气流参数均匀、假设气体不可压、忽略气体粘性和惯性力等,给模型计算带来了一定误差。

(4)飞行试验中 T_{45} 为温度传感器所测,涡轮间高温燃气与温度传感器之间存在对流换热现象,使得试验值具有一定的滞后性,而模型计算具有非常强的实时性,因此模型计算中 T_{45} 的变化趋势相对于试

验结果较为超前,从而导致过渡态的 T_{45} 计算误差较高。

部件级计算模型的优势在于,除了试验能够测量的参数以外,它还能够获取更多非测量参数,从而更加全面地反映发动机各个截面的压力、温度、流量等参数的响应情况,对发动机状态监视、故障诊断等方面具有重要意义。以该型涡轴发动机在地面条件下的加、减速过程为例,图11给出了 W_{a2} , FAR , T_{41} , π_c , π_{GT} , π_{PT} 等非测量参数的时间历程曲线。

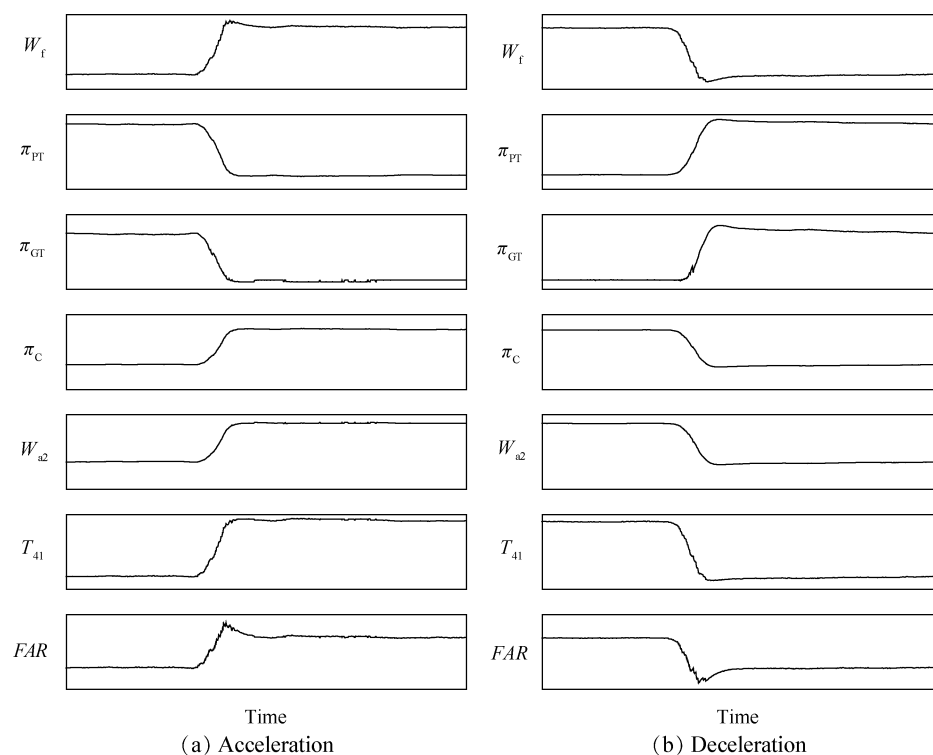


Fig. 11 Curves of non-measured parameters on ground acceleration and deceleration processes

4 结 论

本文对基于试飞数据的涡轴发动机稳态和过渡态模型的建立、修正和验证方法进行了研究,得到以下结论:

(1)通过稳态试飞数据修正部件特性,构建的稳态性能计算模型计算精度在4.2%以内;在此基础上考虑容腔效应、转子动力学和传热效应等因素,构建的过渡态计算模型精度在9.2%以内,满足工程精度要求。

(2)稳态和过渡态计算模型能够满足涡轴发动机在不同工况下的性能计算,与真实装机试飞结果基本一致,具有一定的工程实用性。

(3)将有限的试飞结果转化为数学模型,从而能够给出更多飞行条件下发动机稳态或过渡态的参数

响应情况,也能够获取更多非测量参数,扩大了飞行试验的作用。

参考文献

- [1] GJB 243A-2004, 航空燃气涡轮动力装置飞行试验要求[S].
- [2] 黄开明, 黄金泉, 任 丹, 等. 涡轴发动机性能参数的等效换算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(9): 2036-2040.
- [3] 焦 洋, 李秋红, 朱正琛, 等. 基于ADE-ELM的涡轴发动机建模方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 965-973.
- [4] 王 宁, 潘慕绚, 黄金泉. 基于MRR-KELM算法的涡轴发动机非线性模型预测控制[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2018, 32(8): 94-102.
- [5] Sellers J F, Danile C J. DYNGEN: A Program for Calculating the Performance of Turboprop and Turbofan Engines.

- lating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines[R]. *NASA-TN-D-7901*, 1975.
- [6] 冯海峰. 航空涡轴发动机数学建模方法与控制规律研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- [7] John A R, Abdollah 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(3): 366-376.
- [8] 廖光煌, 焦 洋, 李秋红, 等. 涡轴发动机高精度实时部件级模型研究[J]. 推进技术, 2016, 37(1): 25-33. (LIAO Guang-huang, JIAO Yang, LI Qiu-hong, et al. Research on High Accuracy Real-Time Component-Level Modeling Method for Turbo-Shaft Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(1): 25-33.)
- [9] Raymond W Prouty. Helicopter Performance, Stability, and Control[M]. Boston: PWS Engineering, 1986.
- [10] Seddon J, Newman S. Basic Helicopter Aerodynamics: Third Edition[M]. UK: John Wiley & Sons, 2011.
- [11] Kong C D, Kho S H, Ki J Y. Component Map Generation of a Gas Turbine Using Genetic Algorithms[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2006, 128(5): 92-96.
- [12] Li Y G, Pilidis P, Newby M A. Improved Multiple Point Nonlinear Genetic Algorithm Based Performance Adaptation Using Least Square Method[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2011, 134(1): 202-207.
- [13] 谷 彬, 李美金, 余秋霞, 等. 变循环发动机核心机稳态性能计算模型修正方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(2): 12-16.
- [14] Kopasakis G, Connolly J W, Seidel J. Propulsion System Dynamic Modeling of the NASA Supersonic Concept Vehicle for AeroPropulsoServoElasticity[C]. Reston: AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.
- [15] 屠秋野, 贾 锐, 薛 萱, 等. 换热效应对燃气涡轮发动机过渡态性能的影响[J]. 航空动力学报, 2017, 32(3): 630-636.
- [16] Joachim K, Ian H. Propulsion and Power-An Exploration of Gas Turbine Performance Modeling[M]. Germany: Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2018.
- [17] 潘慕绚, 陈强龙, 周永权, 等. 涡扇发动机多动力学建模方法[J]. 航空学报, 2019, 40(5).
- [18] Shaun R G. Development of a Dynamic Modeling and Control System Design Methodology for Gas Turbines[D]. Ontario: Carleton University, 2007.
- [19] 邓 飞. 先进涡轴发动机总体性能设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- [20] Khalid S J, Hearne R E. Enhancing Dynamic Model Fidelity for Improved Prediction of Turbofan Engine Transient Performance[R]. AIAA 80-1083.

(编辑:梅 瑛)