

文章编号:1000-8055(2013)09-1988-09

小涵道比涡扇发动机动态特性数值计算

田金虎^{1,2}, 乔渭阳¹, 彭生红²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院

航空发动机高空模拟航空科技重点实验室, 四川 江油 621703)

摘 要: 研究了涡扇发动机动态数学模型以及数值模拟方法, 对于进口条件变化、发动机加速、发动机减速、发动机加力等情况下动态工作过程, 改进的发动机动态性能数值模拟程序具备了数值仿真的能力, 并对小涵道比涡扇发动机动态特性进行了数值计算分析, 结果表明: 对于飞行条件快速变化的情况, 当发动机推力增大到一定程度后, 会有逐渐减小的趋势, 而缓慢变化时, 就没有这种振荡现象; 对于燃油质量流量增大、减小情况, 变化的快慢对应耗油率的峰值是不同的; 同样, 随着加力温升的变化速度不同, 发动机推力和耗油率达到的峰值也不同。

关 键 词: 小涵道比; 涡扇发动机; 动态特性; 数值计算; 飞行条件

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical calculation of dynamic performance of low-bypass ratio turbofan engine

TIAN Jin-hu^{1,2}, QIAO Wei-yang¹, PENG Sheng-hong²

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aero-engine Altitude Simulating, China Gas Turbine Establishment, Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: The dynamic mathematical model and numerical simulation methods of turbofan engine were investigated. The modified engine dynamic performance numerical simulation program could simulate the engine dynamic conditions, such as changes of the inlet parameters, engine maximum rating after burning, engine acceleration and deceleration; then, dynamic performance of low-bypass turbofan engine was analyzed. The numerical simulation results show that engine thrust drops gradually within some accretion range while the inlet parameters change quickly; on the contrary, there isn't thrust surge while the inlet parameters change slowly. History of maximum specific fuel consumption is different while change speed of fuel flux accretion and diminution is unlike. Similarly, the maximum engine thrust and specific fuel consumption may vary with temperature rise.

Key words: low-bypass ratio; turbofan engine; dynamic performance; numerical calculation; fly conditions

收稿日期:2012-09-18

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.1988_026.html

作者简介: 田金虎(1974—), 男, 四川剑阁人, 研究员, 博士生, 主要从事航空发动机高空模拟试验技术研究。

航空发动机是一种集气动热力、燃烧、结构强度、控制与测试、材料等多学科于一身,在高温、高压、高速旋转的恶劣环境条件下长期可靠工作的复杂热力机械,对可靠性、质量、寿命等要求极高,是典型的知识和技术高度密集的高科技产品.其动态过程分析是发动机设计、研制与使用过程中的一个重要的技术问题,它直接关系到发动机工作可靠性.

发动机动态过程的数值仿真能够为发动机设计者与使用者提供许多有价值的信息,不仅可以对各部件工作不稳定的影响进行单独定量评估,而且还可以从各部件相互影响的角度出发,对系统的稳定性进行定量评估.用计算机对发动机动态过程进行数值仿真的目的就是要通过计算机数值计算,实现对发动机各种工作条件下动态特性的预测,对各种可能影响动态特性的因素进行必要的计算和预估,最终获得对发动机动态过程的定量认识,为发动机的使用单位提供指导意见,确保发动机性能^[1-5].因此,在发动机设计、研制、生产和实际使用过程中,对发动机的动态过程进行分析与预测具有重要理论意义和实用价值.

1 航空发动机动态模型概述

从对航空燃气涡轮发动机气动热力学流动过程特性反映的情况来看,目前航空燃气涡轮发动机动态过程数值仿真模型可以分为:①零维模型;②一维模型.所谓零维模型就是指发动机模型能够计算出发动机工作参数的变化过程,但是用这种模型不能得到任何有关发动机流程中详细的参数变化情况(空间变化);所谓一维模型就是指发动机模型不仅能够计算出发动机工作参数的变化过程,而且用这种模型还能得到有关发动机流程(沿发动机轴向方向空间变化)中详细的参数变化情况;而准一维模型(或称部件级一维模型)是指发动机模型能够计算出发动机工作参数和沿发动机轴向方向空间变化的详细的参数分布,但是,它只能计算空间一定位置参数变化,而不是任意空间变化参数分布,例如只能计算沿部件进出口、沿管道一定间距、沿叶轮机级间等空间变化的参数^[1-5].

采用改进的发动机动态性能计算程序的计算方法是基于 Newton-Raphson 的迭代收敛技术,牛顿-拉姆森技术要求计算代表发动机特征的雅克比矩阵.雅克比矩阵的元素取决于特定的被模拟的系统,随系统的不同而不同.对每一个隐含关

系,计算程序使用一个恒定不变的规定误差容限,并且使用了微分形式和积分形式的 2 阶高斯公式来改善整个发动机工作范围的收敛可靠性.该计算方法可靠的收敛性和已被扩大的部件能力相结合就实现了对发动机动态过程的数值仿真.

1.1 动态方程计算的 modified Euler 法

给定发动机起动初始工作点(即给定最初的稳态解),就要求求解一系列模拟系统随时间变化的微分方程,最常用的是下面形式的差分方程:

$$y_{j+1} =$$

$$y_j + \Delta t [\epsilon f(y_j, t_j) + (1 - \epsilon) f(y_{j+1}, t_{j+1})]$$

其中 $y_j = y(t_0 + j\Delta t)$ ($0 \leq \epsilon \leq 1$),上式的中括号里面的部分代表 $f(y, t)$ 在积分区间 $[t_j, t_{j+1}]$ 上微分的加权平均值.当 $\epsilon = 1$ 时,方程变为

$$y_{j+1} = y_j + \Delta t f(y_j, t_j)$$

即著名的欧拉法(Euler 法).另一方面,当 $\epsilon \neq 0$ 时上述方程就成了改进的欧拉法(modified Euler 法).Modified Euler 法不能显式地求解初始差分项,因为在方程的右端出现了推进差分项.在这种情况下,每一积分步上必须使用迭代法来求推进差分项.

对于发动机动态过程仿真问题来讲,尽管对于非线性系统,动态方程计算的 modified Euler 法计算过程同时考虑到计算的精确性和稳定性,但正如在许多计算数学的参考文献中讨论的^[6-10],modified Euler 法能产生高的积分精度,而对发动机的动态过程数值仿真来讲,更为关心的是计算过程的稳定收敛问题.一些学者^[11-15]认为,只要把矩阵 A 和特征值 λ 解释为积分区间上的平均值,关于稳定性分析的结论对于分析不同频率动态过程是非常有意义的.如果使用的是 Euler 法,积分时间步长的大小要受系统高频的限制,在这种情况下,通常要求时间步长 $\Delta t < 0.0001 \text{ s}$ 或更小;如果使用 modified Euler 法,且 $\epsilon < 1/2$,则时间步长没有上边界,在这种情况下,按能满足输出内容要求的频率来选取时间步长,通常取 0.1 s 或更大.

1.2 发动机平衡点计算的 Newton-Raphson 法

对于任意时刻发动机的工作点,发动机各部件的参数必须满足 modified Euler 法共同工作方程.因此,对发动机动态过程的数值模拟就要解由方程组成的动态方程组,对于双轴涡扇发动机,根据一维模型,总计可以写出 29 个方程组成的关联发动机各个部件共同工作的动态方程组,共含有

29 个变量,即发动机平衡点计算的 Newton-Raphson 法。

在实际计算时候,只需要在 29 个变量中选出 6 个作为独立变量,相应地选择 6 个工作方程作为检验方程,而其余的 23 个变量可以通过余下的 23 个方程写成 6 个独立变量的函数,这样,6 个检验方程的所有项也都是 6 个独立变量的函数。当求得 6 个独立变量之后,其余 23 个变量可以通过 23 个方程全部求出。

2 动态模型实验考核

为了验证本程序使用模型的有效性,需要将计算结果与实验测量数据进行比较。为此,选用了小型涡扇发动机作为对象,对所用程序进行了考核。比较结果见图 1 和图 2。

通过计算结果与实验测量数据的对比分析,可以发现,所用小涵道比涡扇发动机动态特性计算模型和计算软件的计算结果与实验测量结果具有相当好的一致性,程序也能很好地捕捉起动过程的细节,变化趋势合理。

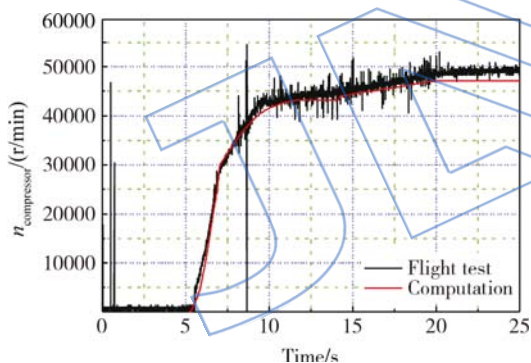


图 1 压气机转速随时间变化

Fig. 1 Compressor rotating speed varying with time

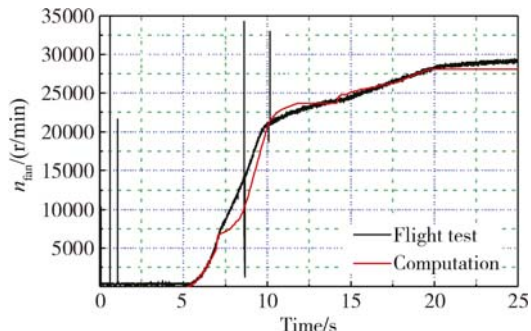


图 2 风扇转速随时间变化

Fig. 2 Fan rotating speed varying with time

3 动态过程数值计算分析

基于小涵道比涡扇发动机动态过程数值计算程序,对发动机超声速工作状态下的动态过程进行了数值仿真研究,即发动机在高度为 1.2 km、飞行马赫数为 1.35 的条件下工作。

3.1 飞行条件随时间变化

计算了两种飞行条件的变化情况,一种是飞机飞行状况随时间变化迅速,另一种是变化缓慢。图 3 给出了发动机进口气流总压和总温随时间的变化(这是发动机的工作输入边界)。

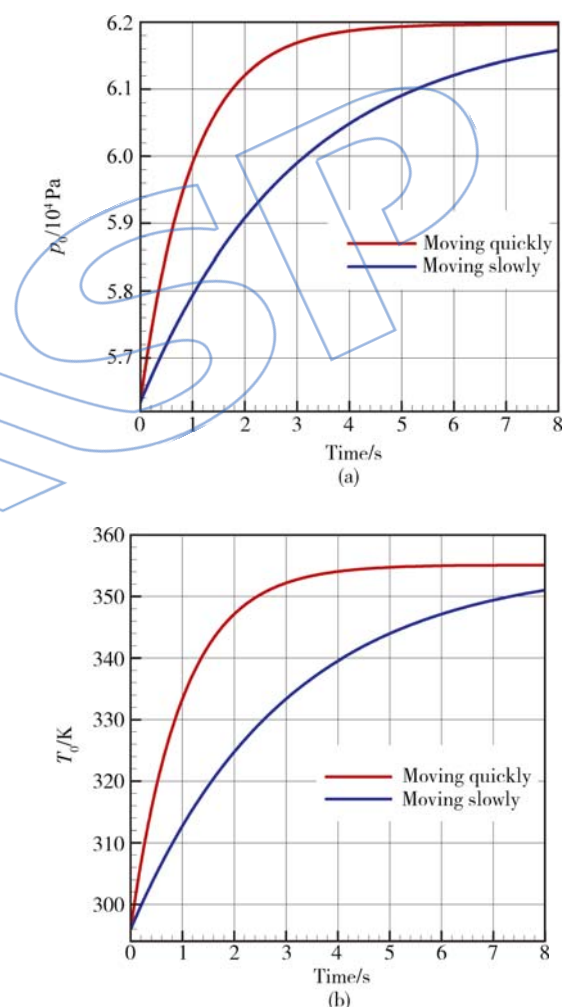


图 3 发动机进口气流总压和总温随时间变化

Fig. 3 Engine inlet total pressure and total temperature varying with time

当发动机的进气状态随飞行条件的改变而随时间变化时,在保持发动机燃油质量流量不变的条件下(也可以是其他控制规律),发动机热力循环参数和气动性能也随之发生变化。图 4 分别表示发动机进口气流参数随时间变化时发动机工作

参数的变化情况。

由图4可以看出,随着发动机进口总压和总温的增大,压气机相对转速也随时间增大,而风扇相对转速在开始稍微增加之后趋于降低。但是,压

气机出口压力随发动机进口总温和总压增加而逐渐降低,涡轮前温度则是逐渐增大。

与上述发动机热力循环参数变化相对应,图5分别给出发动机推力和耗油率随时间的变化情况。

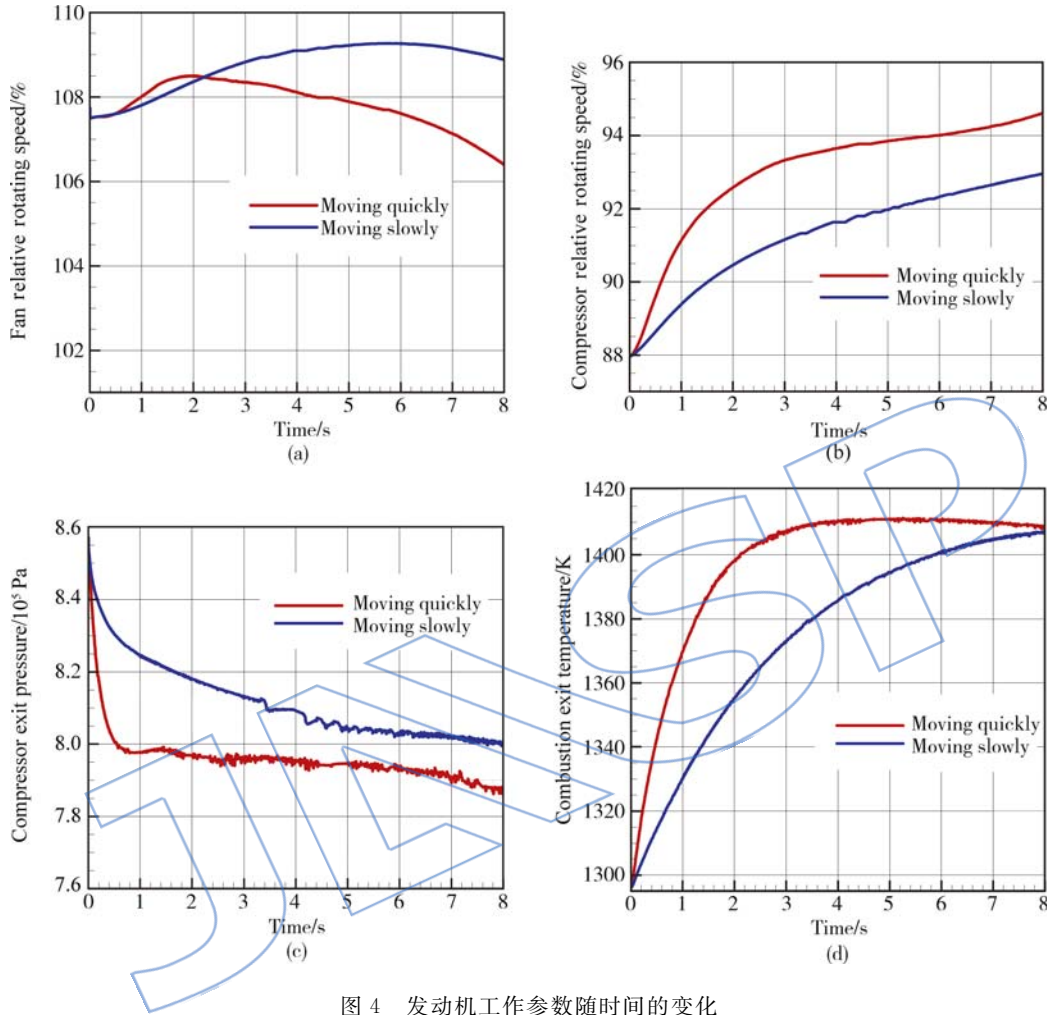


图4 发动机工作参数随时间的变化

Fig. 4 Engine work parameters varying with time

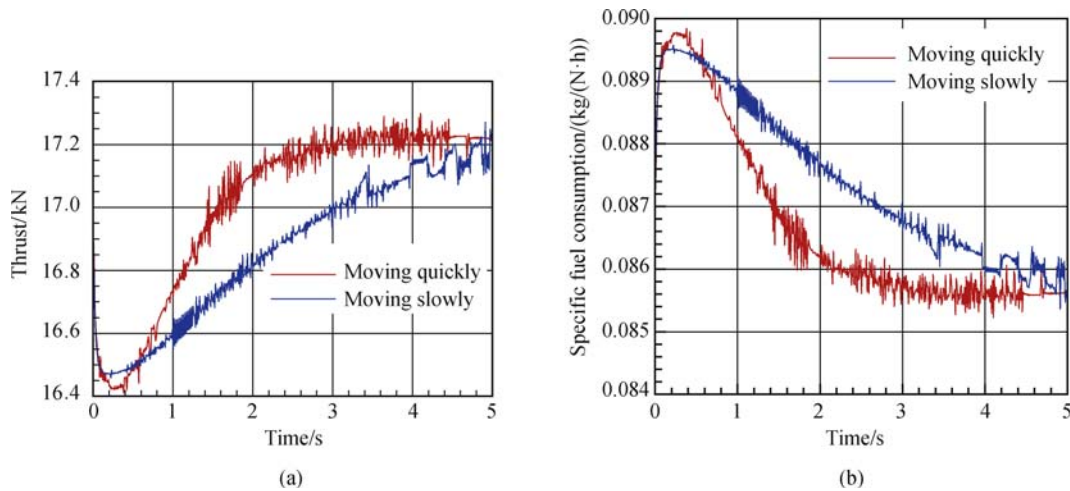


图5 发动机性能随时间的变化

Fig. 5 Engine performance varying with time

由图5可以看出,随着发动机进口气流总压和总温的增大,发动机推力和耗油率在开始有一个小的波动之外,推力随时间在不断增大,耗油率随时间降低.但是比较飞行条件变化快、慢两种情况,就会发现,对于快速变化的情况,由于动态过程振荡现象,发动机推力在增大一定程度后,会有逐渐减小的趋势,这与图4中发动机涡轮前温度的变化趋势是一致的.而发动机进口参数缓慢变化时,就没有这种振荡现象.

3.2 加速过程

当发动机通过控制其油门杆角度实现加速时,发动机内部气动热力参数和性能参数也会随时间发生变化.图6给出了两种发动机变化情况,一种是缓慢增大油门杆角度,燃油质量流量随时间变化缓慢,另一种是快速增大油门杆角度,燃油质量流量随时间变化迅速.

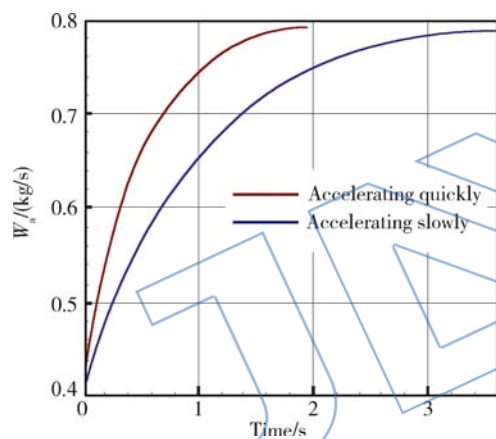


图6 发动机燃油质量流量随时间的变化

Fig. 6 Engine fuel mass flow varying with time

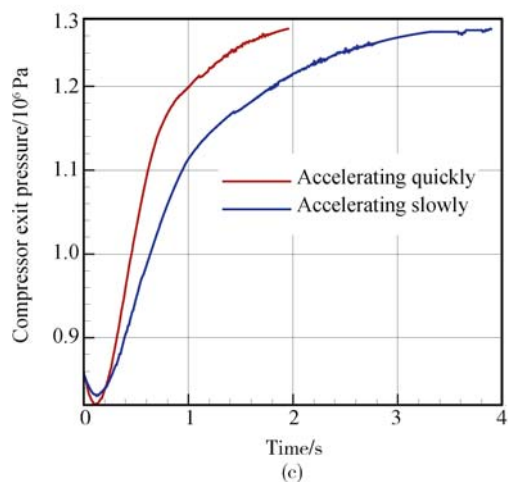
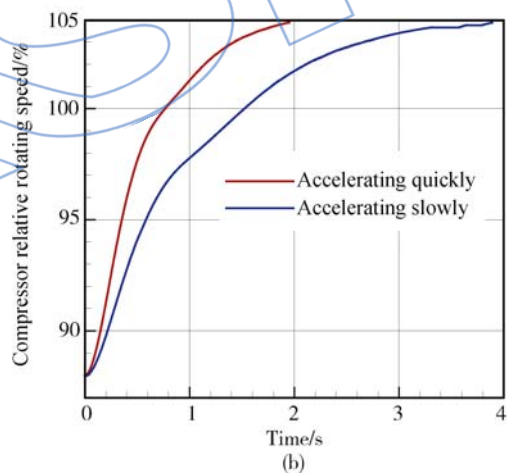
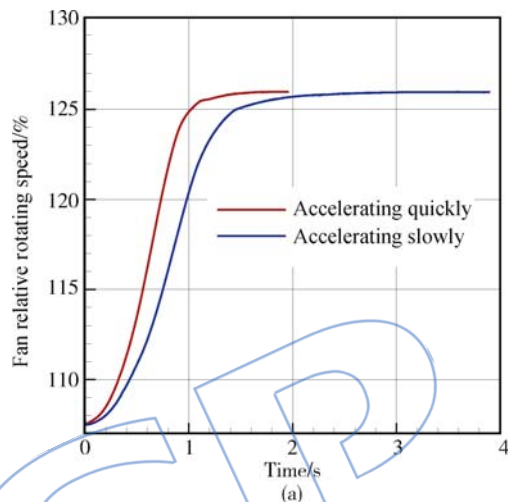
当发动机油门杆角度变化时,发动机燃油质量流量随时间发生变化,涡轮前温度随之变化,因此造成发动机内部气动热力参数和性能参数也随之发生变化.图7分别表示发动机燃油质量流量随时间变化时,发动机工作参数的变化情况.

由图7可以看出,随着发动机燃油质量流量的增大,发动机的压气机和风扇的相对转速也随时间增大,压气机出口压力除在起始时刻有一个非常小的振荡之外,也是随时间逐渐增大,涡轮前温度则是随时间逐渐增大.

与上述发动机气动热力参数变化相对应,图8分别给出随着燃油质量流量变化,发动机推力和耗油率随时间的变化情况.

由图8可以看出,随着燃油质量流量的增大,发动机推力随时间是逐渐增大的趋势,而发动机

耗油率则是随时间先迅速增大,之后又开始逐渐降低.由图8还可以看出,尽管两种变化规律中燃油质量流量最终增大到相同的值,但是燃油质量流量变化的快慢对应耗油率的峰值是不同的,也就是说发动机这个动态系统对不同速度的外部扰动,其响应是不同的.



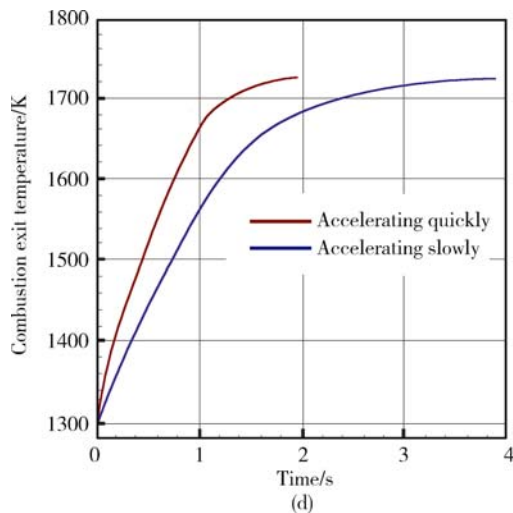


图7 发动机工作参数随时间的变化

Fig. 7 Engine work parameters varying with time

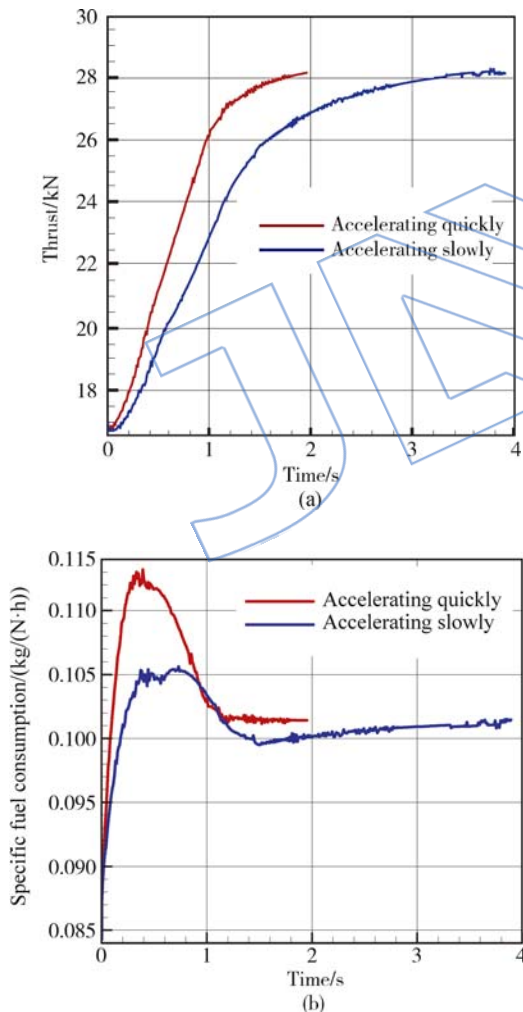


图8 发动机性能随时间的变化

Fig. 8 Engine performance varying with time

3.3 减速过程

当发动机通过控制其油门杆角度实现减速

时,发动机内部气动热力参数和性能参数同样随时间发生变化.图9给出了两种发动机油门杆角度变化情况,一种是缓慢减小油门杆角度,燃油质量流量随时间缓慢减小,另一种是快速减小油门杆角度,燃油质量流量随时间变化迅速.

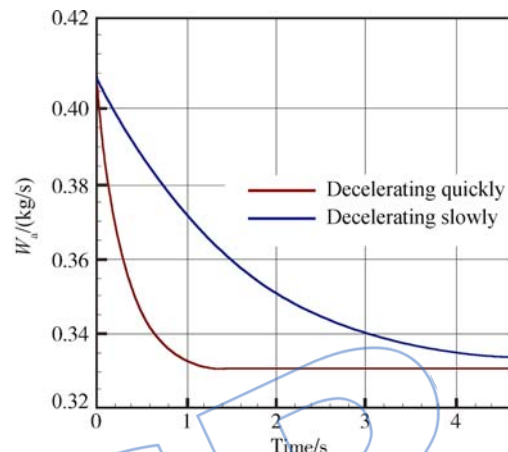
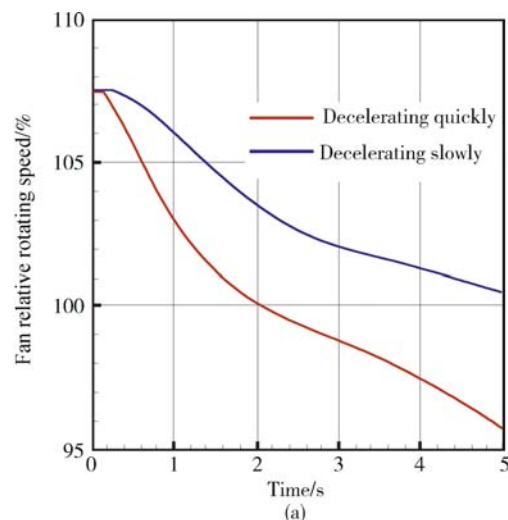


图9 发动机燃油质量流量随时间的变化

Fig. 9 Engine fuel mass flow varying with time

当发动机油门杆角度变化时,发动机燃油质量流量随时间发生变化,涡轮前温度随之变化,因此造成发动机气动热力参数和性能参数也随之发生变化.图10分别表示发动机燃油质量流量随时间减小时,发动机工作参数的变化情况.

由图10可以看出,随着发动机燃油质量流量的减小,发动机风扇相对转速也随时间降低,但是对于快、慢两种燃油质量流量减小,发动机压气机相对转速随时间变化表现出不一样的规律,对于缓慢减小油门杆角度,压气机相对转速随时间减小,对于快速减小油门杆角度,压气机相对转速先是快速减小,然后又开始增大.压气机相对转速这



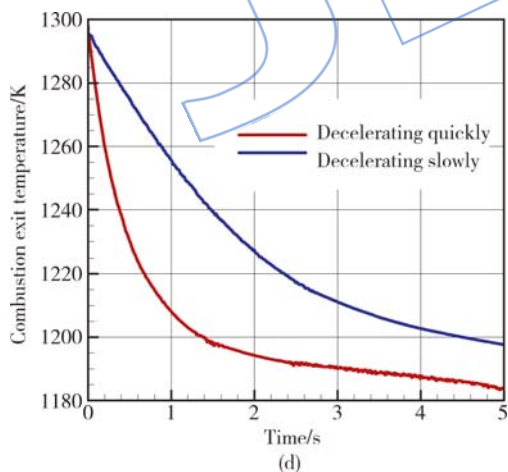
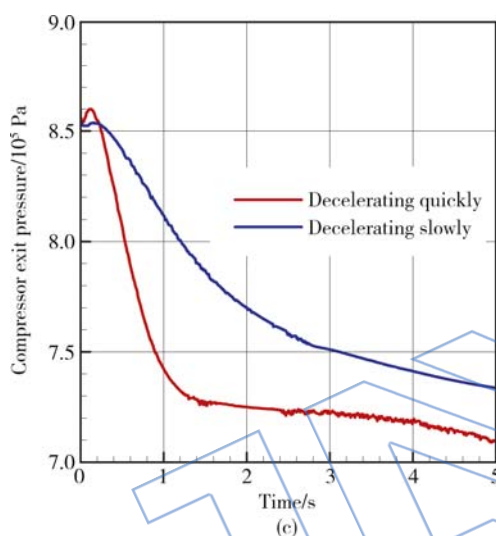
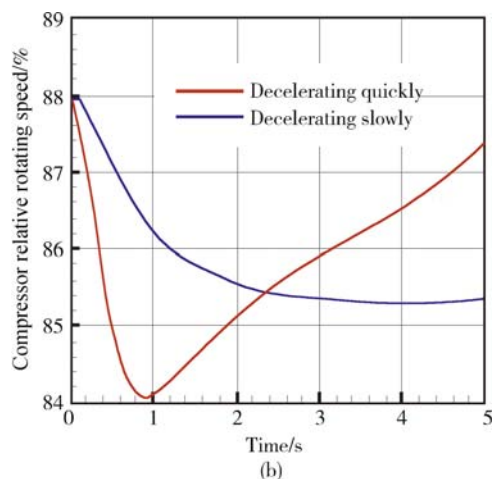


图 10 发动机工作参数随时间的变化

Fig. 10 Engine work parameters varying with time

种变化规律一方面与发动机控制规律和部件特性有关,另一方面也与压气机转动惯量有关.压气机出口压力除在起始时刻有一个非常小的振荡之外,也是随时间逐渐减小的,涡轮前温度则随时间逐渐减小.

与上述发动机气动热力参数变化相对应,图 11 分别给出随着燃油质量流量减小,发动机推力和耗油率随时间的变化情况.

由图 11 可以看出,随着燃油质量流量的减小,发动机推力随时间呈现逐渐减小的趋势,而发动机耗油率则是随时间先迅速减小,之后又开始逐渐增大.由图 11 还可以看出,尽管两种变化规律中燃油质量流量最终减小到相同的值,但是燃油质量流量变化的快慢对应耗油率的峰值是不同的,也进一步说明发动机这个动态系统对不同速度的外部扰动,其响应是不同的.

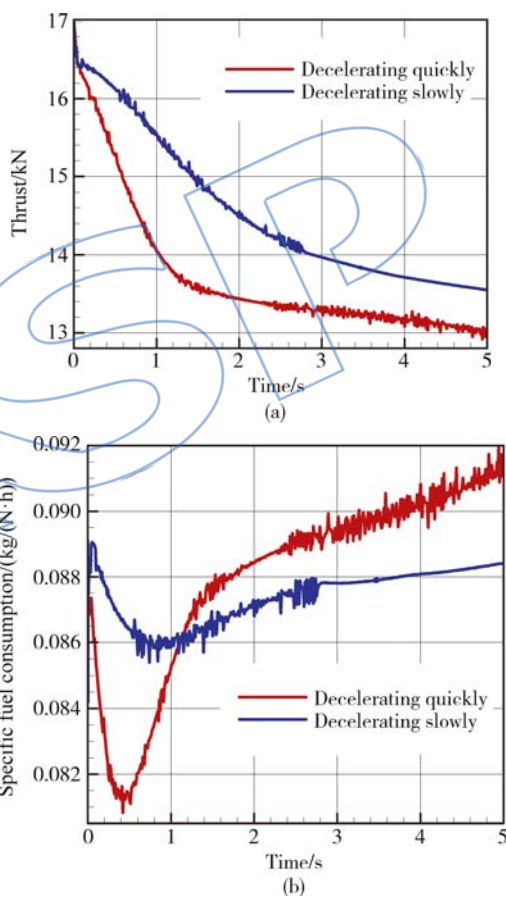


图 11 发动机性能随时间的变化

Fig. 11 Engine performance varying with time

3.4 接通加力

在加力式航空燃气涡轮发动机中,接通加力与断开加力都会造成发动机工作状态波动.图 12 给出了两种变化速度不同的加力温升随时间变化情况.

当发动机打开加力时,在保持主燃烧室燃油质量流量不变的情况下,会造成发动机其他气动热力参数和性能参数随之发生变化.图 13 分别表示随着加力的打开,发动机工作参数随时间的变

化情况。

由图 13 可以看出,随着发动机加力打开,发动机风扇相对转速也随时间逐渐降低,发动机压气机相对转速随时间先是逐渐降低,然后又开始逐渐增大。压气机出口压力和涡轮前温度则表现为先增大然后随时间逐渐减小的发展趋势。

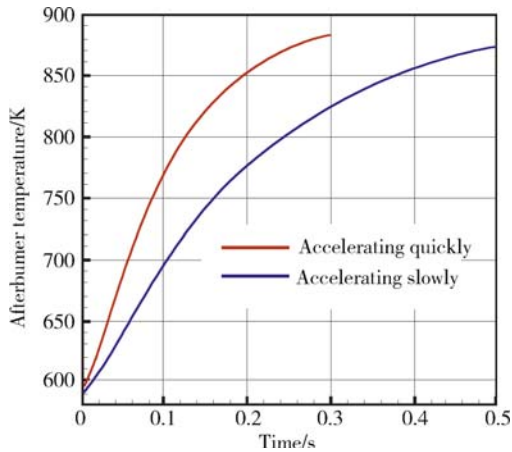


图 12 发动机加力升温随时间的变化

Fig. 12 Temperature rise after burning at engine maximum rating varying with time

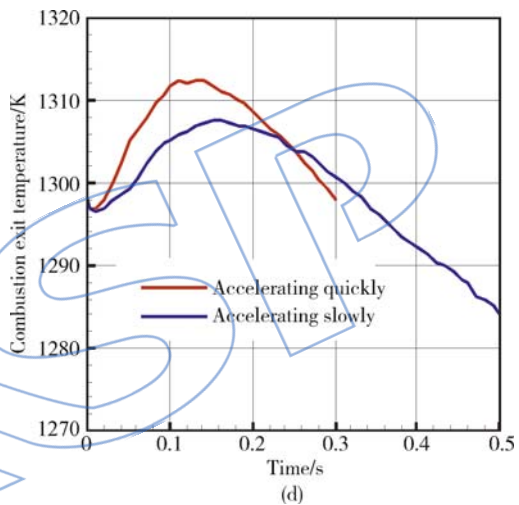
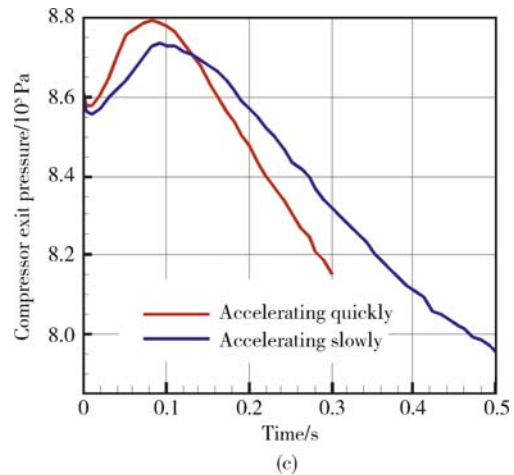
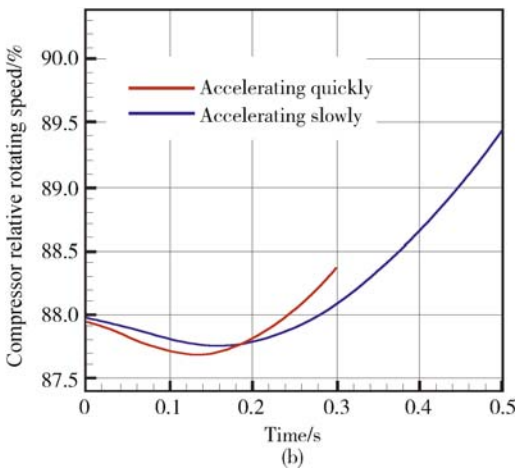
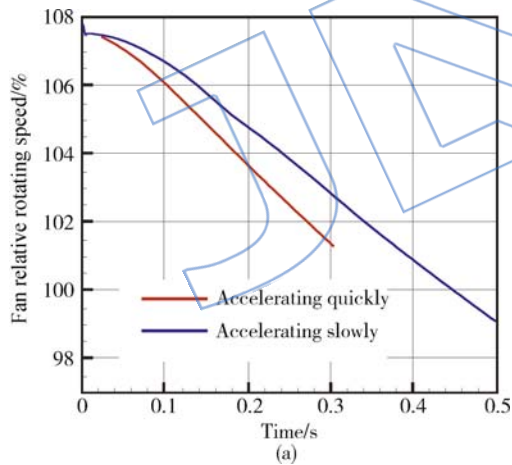
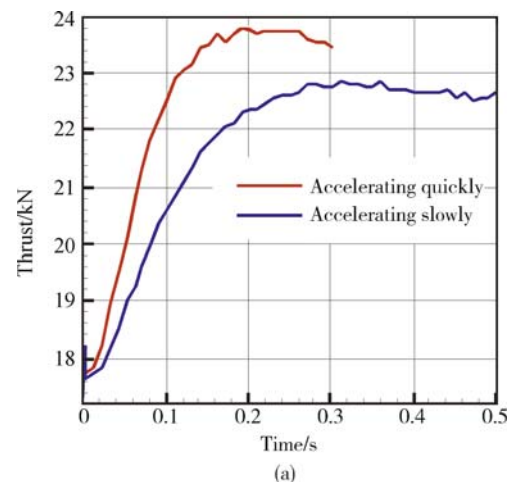


图 13 发动机工作参数随时间的变化

Fig. 13 Engine work parameters varying with time

与上述发动机气动热力参数变化相对应,图 14 分别给出当加力打开时,发动机推力和耗油率随时间的变化情况。由图 14 可以看出,随着加力打开,发动机推力和耗油率都是随时间增大。



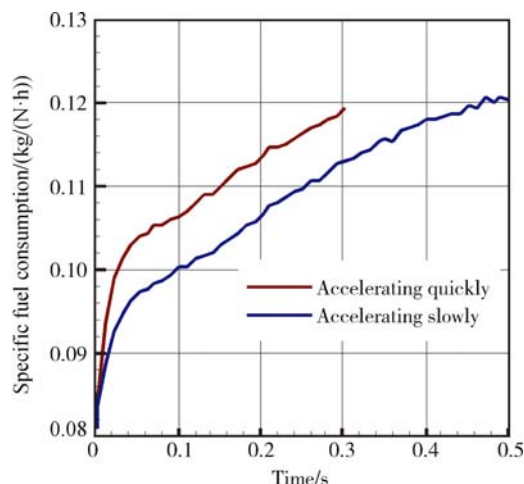


图14 发动机性能随时间的变化

Fig. 14 Engine performance varying with time

4 结 论

应用改进的发动机动态性能数值仿真程序, 对小涵道比涡扇发动机的动态特性进行了数值模拟研究. 数值计算了发动机在超声速工作状态下, 由于发动机进口条件变化、发动机加速、发动机减速、发动机加力等, 发动机气动热力参数和性能参数随时间的变化规律. 数值计算结果表明:

1) 改进的发动机动态性能数值模拟程序具备了对发动机动态工作过程数值仿真的能力, 能够对发动机各种动态条件下的气动热力参数和性能参数进行预测分析.

2) 外部扰动随时间变化快、慢的不同, 对发动机动态过程和性能影响有明显差异. 快速变化的外部扰动会诱发发动机内部气动热力参数和性能参数更大的动态波动.

参考文献:

- [1] Meilunas R. Overview of the simulation[R]. AIAA-2007-6572, 2007.
- [2] Findlay D. Collaborative simulation and testing utilizing

high performance computing[R]. AIAA-2007-6570, 2007.

- [3] Wellborn S R, Reichert B A, Okiishi T H. An experimental investigation of the flow in a diffusing S-duct[R]. AIAA 92-3622, 1992.
- [4] Jin W, Tahavi R. A computational study of icing effects on performance of S-duct inlets[R]. AIAA-2008-4584, 2008.
- [5] Milt W, Hale A A, Vining C. Application of numerical analysis tools for airframe-propulsion integrated test and evaluation[R]. ASME Paper 2008-GT-50194, 2008.
- [6] Emmons H W, Pearson C E, Grant H P. Compressor surge and stall propagation[J]. Transactions of the ASME, 1955, 77(3): 455-469.
- [7] Hah C H, Rabe D C, Sullivan T J, et al. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor[R]. ASME Paper 96-GT-547, 1996.
- [8] Camp T R, Day I J. A study of spike and modal stall phenomena in a low-speed axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(7): 393-401.
- [9] Batterton P G, Gold H. Experimental test results of a generalized-parameter fuel control[R]. NASA TN D-7198, 1973.
- [10] Calogeras J E. Experimental investigation of dynamic distortion in a Mach 2.50 inlet with 60 percent internal contraction and its effect on turbojet stall margin[R]. NASA TM X-1842, 1969.
- [11] Choby D A, Burstadt P L, Calogeras G E. Unstart and stall interactions between a turbojet engine and an axisymmetric inlet with 60 percent internal-area contraction[R]. NASA TM X-2192, 1971.
- [12] Davis M W Jr. Parametric investigation into the combined effects of pressure and temperature distortion on compression system stability[R]. AIAA 91-1895, 1991.
- [13] Batterton P G, Gold H. Experimental test results of a generalized-parameter fuel control[R]. NASA TN D-7198, 1973.
- [14] Costakis W G, Wenzel L M. An experimental investigation of compressor stall using an on-line distortion indicator and signal conditioner[R]. NASA TM X-3 182, 1975.
- [15] Jr Davis M W, Owen A K, Daniele W F. Joint dynamic air breathing propulsion simulations partnership JDAPS[R]. ASME Paper 95-GT-143, 1995.