

文章编号:1000-8055(2013)08-1818-10

飞机快速机动过程中进气道/发动机一体化 计算分析

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: 基于进气道/发动机推进系统一体化动态数值模拟计算系统,对飞机快速俯仰机动飞行过程中的性能进行了计算分析研究,获取了飞机快速俯仰过程中的推进系统气动性能的变化特征,数值计算结果表明:快速变化的外部扰动会诱发发动机内部热力循环参数和性能更大的动态波动;在机动飞行的同时,增大燃油量,发动机推力下降程度得以减缓,发动机的单位燃油消耗率上升。

关键词: 高机动性飞机; 飞机/发动机匹配; 进气道/发动机匹配; 一体化设计; 耦合计算

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Calculation and analysis on air inlet/engine integrated in fast maneuvering flight

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. Aero-Engine Altitude Simulated Key Laboratory, China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China)

Abstract: Based on an air inlet/engine integrated dynamic simulation system, the engine performance parameters were investigated and obtained in fast maneuvering flight. The numerical calculation shows that fast-changing exterior turbulence reflects on more dynamic fluctuation of thermal cycle parameters and performance parameters, due to the history of engine fuel mass flow, engine thrust descend degree minishs, on the contrary, engine specific fuel consumption ascends with increase of attack angle.

Key words: highly maneuverable aircraft; aircraft/engine matching;
air inlet/engine matching; integrated design; coupled calculation

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军民两用高科技产

品。在航空发动机的整体设计体系中,飞机进气道/发动机一体化分析设计是在其设计体系发展的一个重要问题^[1-5]。随着现代先进飞机机动性能的提高,在飞机总体设计时,不能只孤立地考虑机体或发动机部件的自身设计问题,而必须从飞机的任

收稿日期:2012-07-14

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130802.1224.201308.1818_020.html

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

务和设计要求的整体出发,综合考虑机体与动力装置相互干扰的气动、结构、质量、控制和其他相关问题,以求获得最小阻力与飞机/发动机性能的匹配与优化,这就是目前的飞机进气道/发动机一体化的技术概念.其设计技术能力是能否充分发挥飞机总体布局潜力和使动力能否得到最大效能应用的关键之一,这是新一代高性能机动飞机从初步设计开始就面临的一个重要技术问题.随着战斗机的更新换代,现代高性能飞机的隐身、高机动性、短距起降、作战要求和机载武器的使用等对发动机的进气道/发动机一体化设计同样提出了更高的要求.大迎角过失速机动动作的不断采用,使进气道/发动机一体化设计问题越来越突出^[6-8].因而燃气涡轮发动机进气道/发动机一体化研究不但需要完善和发展发动机气动设计理论基础和方法,也迫切需要发展进气道/发动机一体化研究试验设计、规范、计算方法和分析平台.

1 气动分析模型和计算方法

针对飞机进气道/发动机一体化气动分析的模型由一个对于前机身/进气道耦合区域的雷诺平均 N-S 方程 CFD 求解程序,一个采用准一维假设的发动机动态求解程序和一个交接面程序所组成,计算模型示意图如图 1 所示.前机身/进气道全三维黏性流场计算的 CFD 求解程序和一维发动机模型都是基于时间推进计算方法,交接面程序则包含进气道出口流场三维非定常黏性流场与发动机强耦合关系.

用于前机身/进气道区域三维非定常黏性流

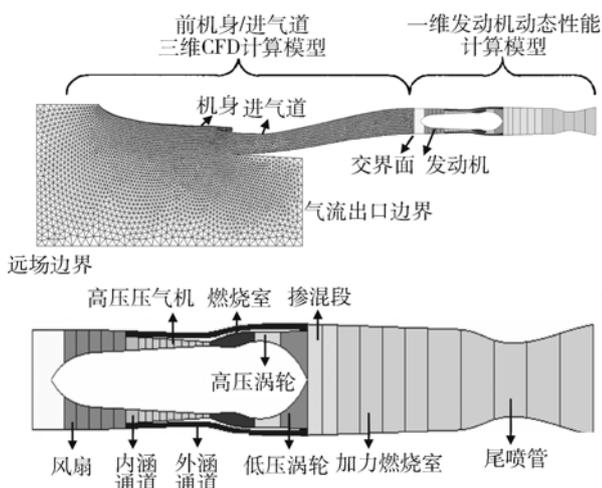


图 1 进气道/发动机一体化模型及典型边界

Fig. 1 Air inlet/engine integrated model and representative boundary

场求解的程序选用商用 CFD 计算软件 CFX. 在前机身/进气道区域三维流场计算分析中采用的边界条件包括远场边界、远场气流出口边界、物面无滑移边界、和进气道出口边界(与发动机的交界面边界).其中,进气道出口边界为内流出口边界,可以选用压力出口边界和流量出口边界等,但是对于进气道/发动机一体化计算,决定进气道内流量的决定因素是发动机,因此,需要选用的流量边界与发动机计算相耦合.

发动机动态过程数值模拟采用准一维计算模型(DYNPERS).按照一维流动假设条件,可以将一个双转子涡轮风扇发动机沿着发动机通流通道划分成一系列的单元,针对发动机通流过程每个计算单元,根据流体力学动力学基本理论,可以写出描述该单元流动状态的 3 个基本方程,即动量守恒方程(功率平衡方程)、流量连续方程和能量守恒方程.

在同一个处理器的环境下将 CFX 计算软件与发动机动态性能计算软件 DYNPERS 耦合计算,主要的困难就是要实现对商用 CFD 计算软件的二次开发,为此,对商用 CFD 软件 CFX 进行了深入地研究,成功地开发了 CFX 软件的“函数调用”功能,使得 CFX 求解非定常流场每一个时间推进步(4 阶龙格-库塔格式迭代)都能够与 DYNPERS 程序每个时间推进步(1 阶欧拉迭代方法)实现进气道/发动机气动交界面的信息传递(即 CFX 计算的时间推进过程每一时间步,都可以调用 DYNPERS 程序),两个模拟计算的流动通道如图 2 所示.该流场耦合计算的理论依据是非定常流动的特征值理论,该方法由美国空军实验室基于波传播特征值方法所发展^[9-12],其耦合方式主要包括如下两个过程:①根据非定常气动方程组和相容性关系给出特征方程及相容性方程,当流动为亚声速时,从上游进气道出口给出总压和总温,其他参数辅之特征、相容性方程求解.②为了将进气道三维流场参数传递到发动机一维进口流场,采用质量加权平均方法,将进气道在气动交界面流场参数推算到发动机进口气动交界面的参数.

2 动态模型实验考核

由于发动机动态过程数值模拟的复杂性,目前国内在数值模拟方面的工作还很少.为了验证本程序(流程如图 2 所示)使用模型的有效性,需要将计算结果与实验测量数据进行了比较.为此,选用了某小型涡扇发动机作为对象,对所用程序进行了考

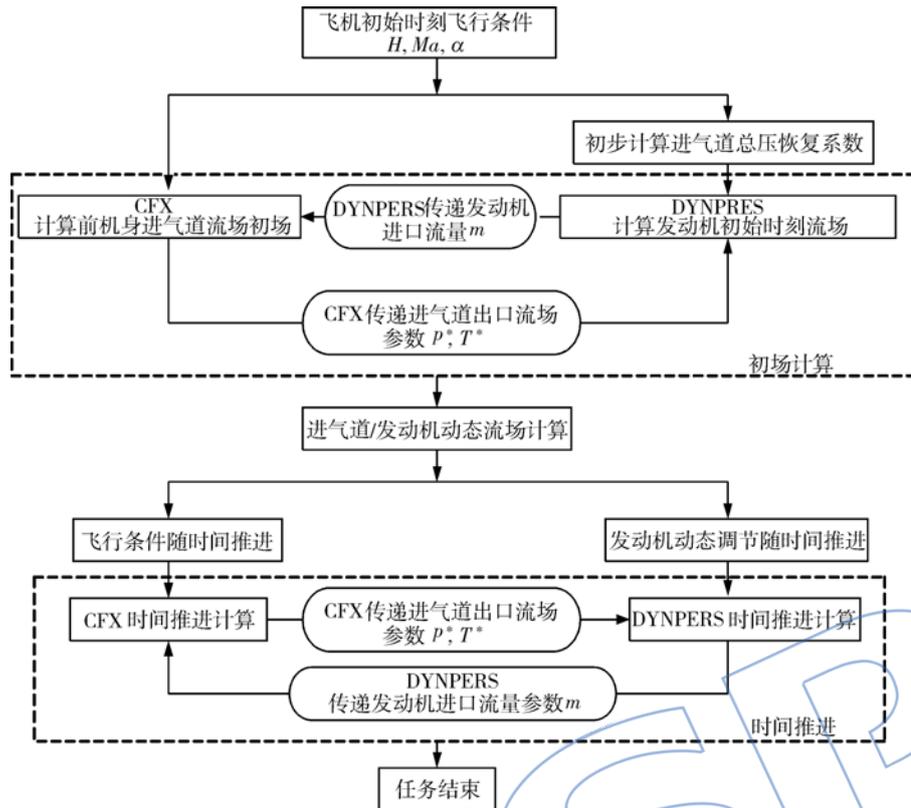


图 2 程序运行时流程图
Fig. 2 Flow chart of program run

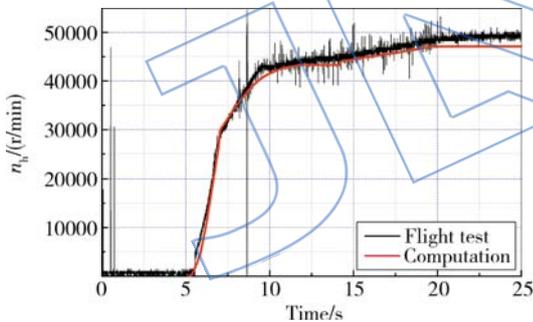


图 3 高压转速随时间变化结果对比
Fig. 3 Comparison of change of high pressure rotating speed with time

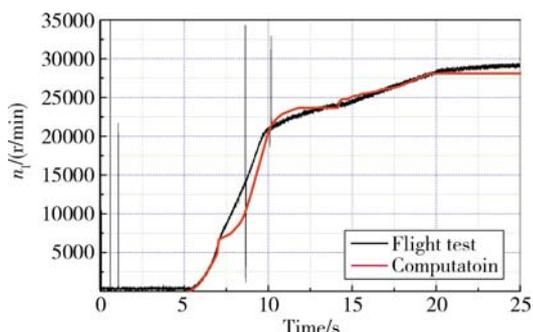


图 4 低压转速随时间变化结果对比
Fig. 4 Comparison of change of low pressure rotating speed with time

核. 通过计算结果与实验测量数据的对比分析(如图 3 和图 4 所示), 可以发现, 所用某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了起动过程的细节, 变化趋势合理.

3 研究结果分析

应用进气道/发动机推进系统一体化动态数值模拟计算系统(APIAC)耦合计算方法, 选取具有代表性的飞机前机身/进气道与发动机构成的推进系统, 在飞机快速俯仰过程中的性能进行了计算分析研究, 一方面, 考核验证 APIAC 耦合计算方法的有效性, 另一方面, 初步认识飞机快速俯仰过程中的推进系统气动性能的变化特征.

3.1 研究对象

3.1.1 前机身和进气道

选用国外某先进战斗机前机身和进气道模型为研究对象, 其几何构造如图 5 所示.

进行数值计算时, 采用如图 6 的三维计算模型, 计算网格均采用 ANSYS ICEM CFD 前处理软件生成. 在远场计算域和进气道计算域中均采用结构化网格, 在前机身附近采用非结构化网格, 在进

气道计算域中壁面周围均采用“O”网络拓扑。

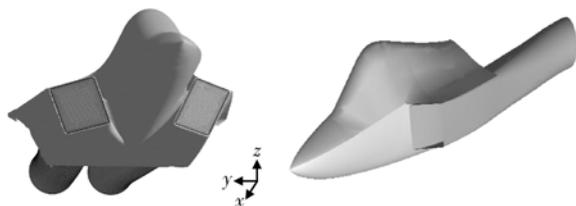


图 5 前机身/进气道一体化模型
Fig. 5 Aeroplane forebody/air inlet integrated model

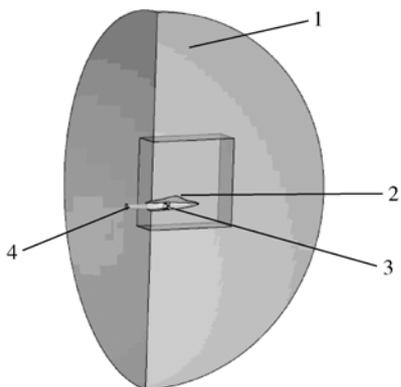


图 6 前机身/进气道一体化三维模型示意图
Fig. 6 Schematic structure of aeroplane forebody/air inlet integrated 3-D model

3.1.2 某小涵道比涡扇发动机

选用某小涵道比涡扇发动机为研究对象,与上述的前机身/进气道构成飞机推进系统. 选择了一个发动机工作的起始点,在该工作点,飞机飞行高度为 5km、飞行马赫数为 0.5,在这个工作点,发动机主要热力循环参数和性能参数如表 1 所示.

表 1 某型涡扇发动机动态过程起始点

Table 1 Dynamic process origination of turbo-fan engine

序号	工作参数	工作点
1	风扇增压比	2.7842
2	风扇折合流量/(kg/s)	111.244
3	压气机增压比	5.696
4	压气机折合流量/(kg/s)	20.1326
5	涡轮前温度/K	1196.82
6	发动机总推力/daN	379.1
7	发动机耗油率/(kg/(daN·h))	0.0635

3.2 计算结果分析

3.2.1 发动机油门杆角度不变

计算了两种飞行条件的变化情况,一种飞机

飞行状况随时间变化迅速,另一种变化缓慢,在飞机快速机动中,发动机燃油流量保持常值.

飞机飞行马赫数为 0.5,起始状态为 0°攻角平飞.采用定常计算获得 0°攻角下的流场后,以该流场为计算初场进行非定常计算,使得飞行攻角按一定的变化规律由 0°连续增大到一定角度 α ,变化规律由以下公式规定:

$$\alpha = \alpha_0(1 - e^{-\frac{t}{\tau}})$$

其中 α_0 为初始攻角.

进口给定来流速度,按以下公式给定:

水平方向

$$V_x = Ma \times a \times \cos \alpha$$

铅垂方向

$$V_z = Ma \times a \times \sin \alpha$$

其中 Ma 为飞行马赫数, a 为当地声速.

3.2.1.1 进气道参数随时间变化的计算结果

图 7 给出了发动机机动飞行攻角随时间的变化,其中时间常数 $\tau=1.0$ s 对应迅速机动飞行,时间常数 $\tau=2.5$ s 对应变化缓慢的机动飞行.并且计算中只有飞行攻角变化,取 $\alpha_0=45^\circ$.进气道参数和发动机各种参数随时间的动态变化系列计算结果如下.

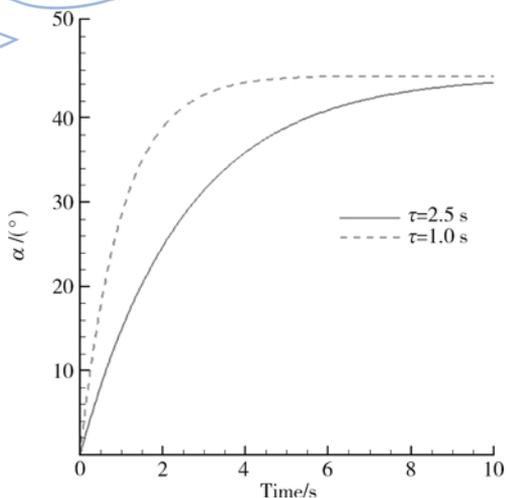


图 7 $\tau=1.0$ s 和 $\tau=2.5$ s 攻角 α 随时间变化
Fig. 7 History of attack angle α at $\tau=1.0$ s and $\tau=2.5$ s

由于对于只有俯仰机动飞行的飞机而言,左右两个推进系统是对称的,所以只需对其中一个作分析,这里选左侧推进系统进行分析.

两种机动飞行攻角条件变化下的进气道变化曲线如图 8、图 9 所示,其中进气道出口截面(发动机进口截面)气流平均总温和平均总压是按流

量进行平均。

图 8 表示的是进气道出口气流平均总温随时间变化曲线,图中显示机动飞行中进气道中总温围绕来流大气总温上下波动;图 9 表示的是进气道出口气流总压恢复系数随时间变化曲线,可以看出进气道出口总压在波动中下降,攻角增大,进气道中气流分离和二次流损失加剧。

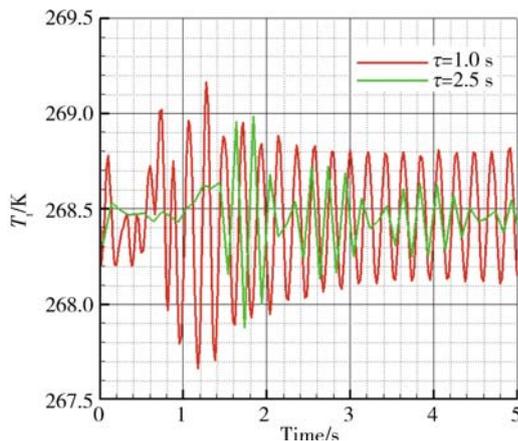


图 8 出口平均总温 T_t 的时间曲线

Fig. 8 History of outlet average total temperature

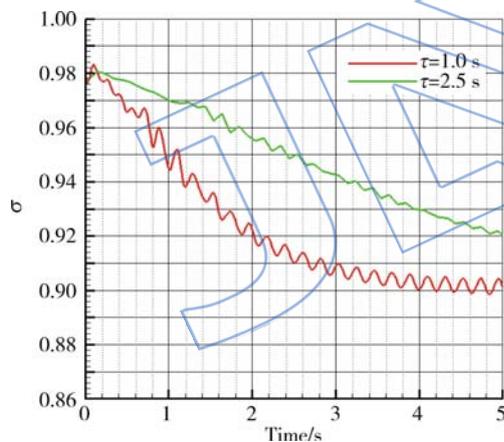


图 9 总压恢复系数 σ 随时间变化曲线

Fig. 9 History of total-pressure recovery coefficient

3.2.1.2 发动机参数随时间变化的计算结果

两种机动飞行下发动机进口(即进气道出口)的总温和总压变化曲线已在图 8、图 9 中给出。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 10 分别表示随着发动机进口气流参数随时间变化时,发动机工作参数随时间的变化情况。

由图 10 可以看出:随着飞机机动飞行攻角的变大引起的发动机进口总压下降,高压转子转速

在开始稍微下降后随时间增大,而低压转速从开始便一直降低。同时,压气机出口压力随发动机进口总压下降而逐渐降低,风扇出口压力也逐渐下降;涡轮前温度则是逐渐增大,涡轮出口压力波动着下降。

图 11 给出了进气道出口(发动机进口)气体流量随着进气道进气攻角随时间变化的曲线。由图 11 可以看到:随着攻角增大,发动机进口流量随时间下降,且快速机动飞行($\tau=1.0$ s)中,流量下降得比平缓机动要剧烈。

图 12 分别给出随着飞机进气道进气攻角随时间变化时,发动机净推力和耗油率随时间的变化情况。由图 12 可以看出:随着飞机机动飞行攻角增大,发动机净推力和耗油率在开始有一个小的波动之外,净推力随时间在不断下降,耗油率随时间增大。但是比较飞行条件变化快、慢两种情况,耗油率的变化情况与图 8 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。

3.2.2 发动机油门杆角度增大

飞机机动飞行的初始时刻的飞行条件、计算区域、计算网格以及边界条件等的给定如前发动机油门不变情况下所述一致。同样选左侧推进系统进行分析。

选择图 7 时间常数 $\tau=1.0$ s 对应快速机动飞行。并且,计算中同样只有飞行攻角变化,取 $\alpha_0=45^\circ$ 。

为对比发动机油门增大在进行快速机动飞行中所产生的影响,计算对比了同一机动过程中两种不同油门变化情况,一种是油门保持恒定,另一种则是油门随时间增大的情况,燃油流量随时间变化如图 13 所示。

3.2.2.1 进气道参数随时间变化的计算结果

同样,同一种机动飞行攻角条件变化下两种油门变化时的进气道特性变化曲线如图 14、图 15 所示,其中进气道出口截面(发动机进口截面)气流平均总温和平均总压同样是按流量进行平均,计算公式一致(图中 WFB stable 表示缓慢变化, WFB increase 表示快速变化)。

图 14 表示的是进气道出口气流平均总温随时间变化曲线,图中显示机动飞行中进气道中总温围绕来流大气总温上下波动,并且没有受到燃烧室燃油增加的影响;图 15 表示的是进气道出口气流总压恢复系数随时间变化曲线,可以看出进

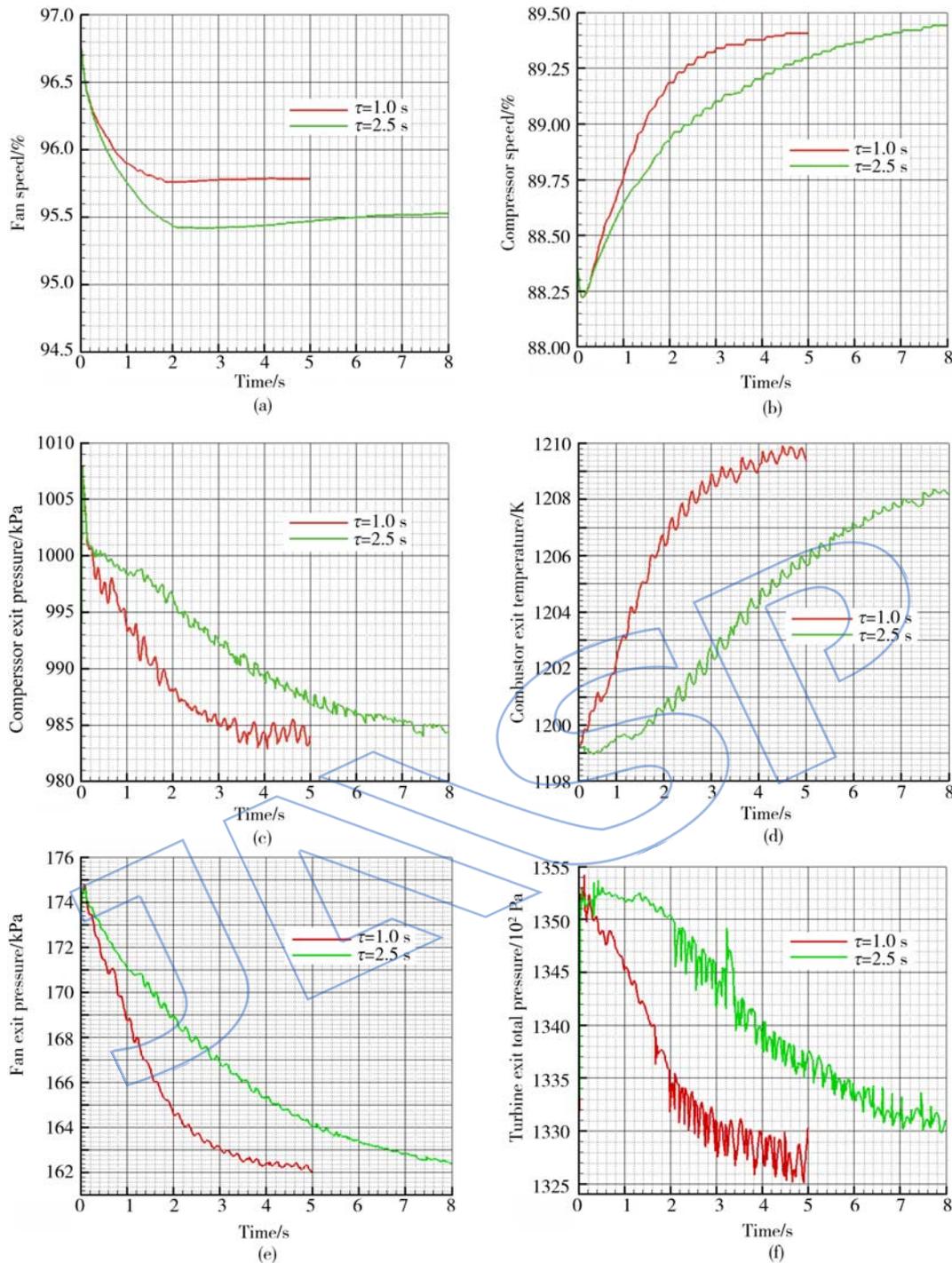


图 10 发动机工作参数随时间的变化

Fig. 10 History of engine working parameters

气道出口总压在波动中下降,攻角增大,进气道中气流分离和二次流损失加剧。但是,与进气总温变化不同,进气道出口总压损失系数还受到发动机燃烧室燃油增加的影响,这主要是因为发动机燃油流量的变化,影响了进气道内空气流量。

图 16 显示了两种油门杆角度变化情况下进气道出口流量随时间变化的曲线,可以看到,随着

机动飞行进气道攻角变大,推进系统的流量下降,但当油门杆角度增大即发动机燃油流量增大时,可以看到进气道出口流量下降速度变缓。

3.2.2.2 发动机参数随时间变化的计算结果

当飞机飞行条件变化引起发动机进口气流条件随时间变化时,应用模型计算分析了发动机热力学循环参数和气动性能参数随时间的变化过程。

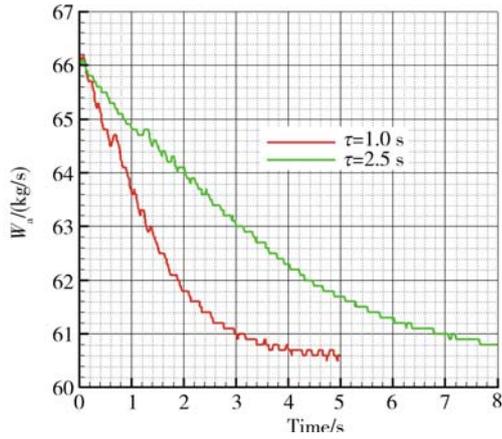


图 11 进口截面气流流量随时间变化曲线
Fig. 11 History of inlet airflow flux

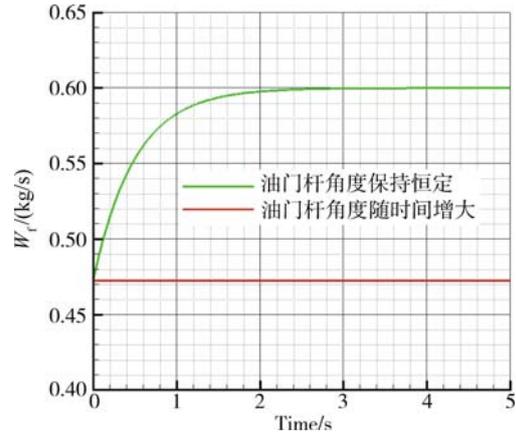


图 13 发动机燃油流量随时间变化
Fig. 13 History of engine fuel mass flow

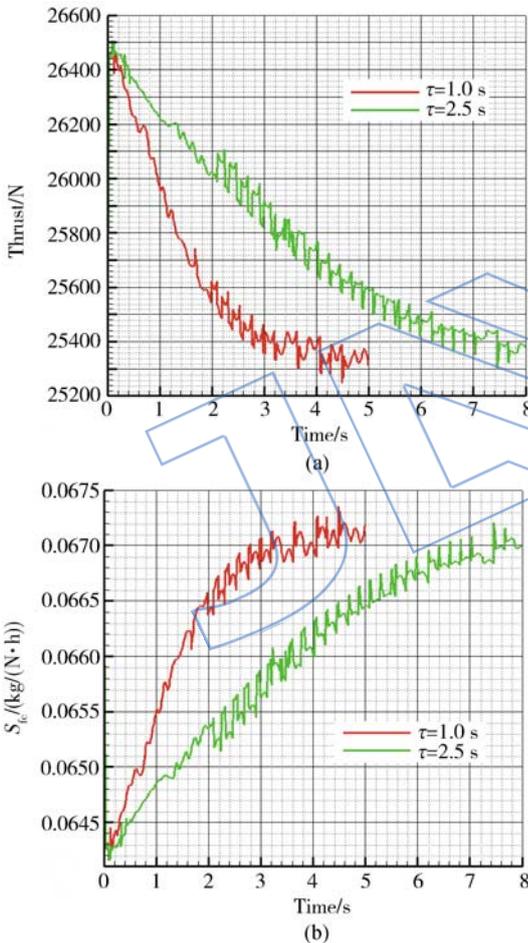


图 12 发动机性能参数随时间变化
Fig. 12 History of engine performance parameter

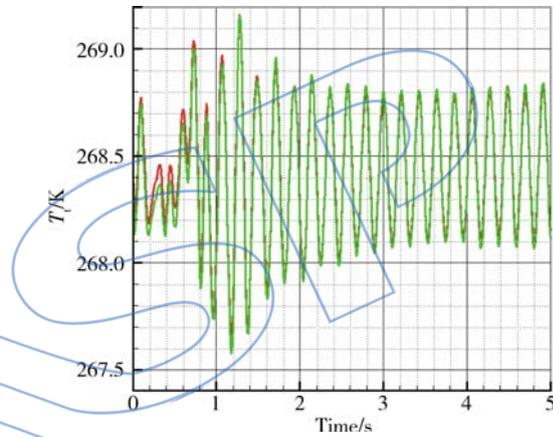


图 14 出口平均总温的时间曲线
Fig. 14 History of outlet average total temperature

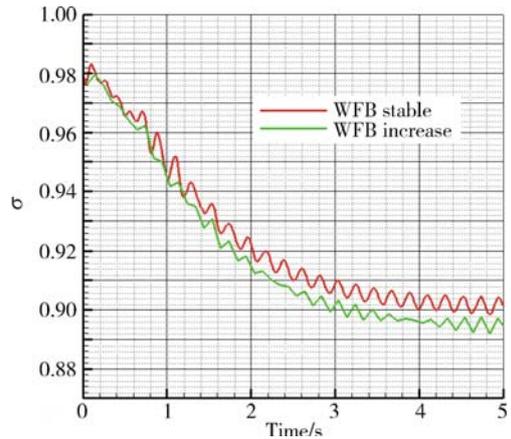


图 15 总压恢复系数随时间变化曲线
Fig. 15 History of total pressure recovery coefficient

同样的机动飞行下发动机进口(即进气道出口)的总温和总压变化曲线已在图 14、图 15 中给出. 当发动机的供油方式随时间变化时, 在保持其他控制规律不变的情况下, 发动机热力循环参数和气动性能也随之发生变化, 如图 17 所示.

图 17(a)~图 17(f) 给出了发动机工作参数

随时间的变化曲线, 图中绿色曲线代表的是燃油流量随时间增加的工作参数曲线. 由图 17(a) 可以清楚看到: 当燃油流量增加时, 风扇转速在开始有少量的下降后迅速增加, 这与保持流量恒定时(红色曲线)风扇转速迅速下降的情况截然不同.

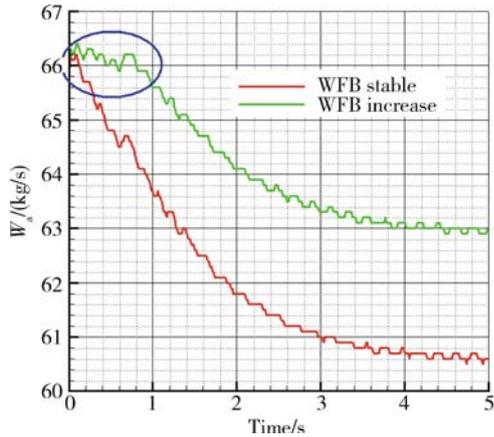
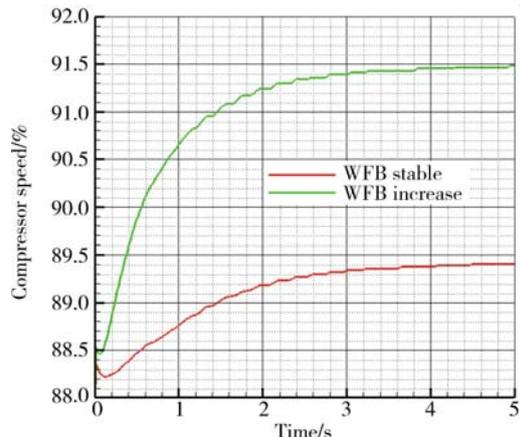


图 16 进气道出口流量随时间变化曲线

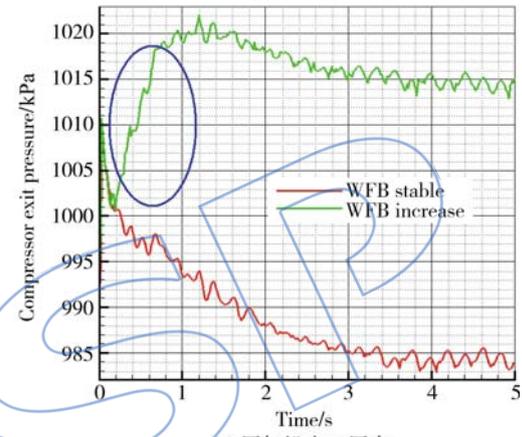
Fig. 16 History of outlet mass flow of air inlet

图 17(b)图中显示两种燃油调节情况下高压压气机转速随时间变化规律,可以看出:增加燃油流量时高压转子转速上升加剧.由图 17(c)可以看出,在机动飞行时,增加燃油流量,使得压气机出口(燃烧室进口)的压力在初始少量下降后有迅速地上升,这与压气机转速增加相一致.由图 17(d)中可以看到,增加燃油流量使得高压涡轮进口温度比恒定燃油流量时的涡轮进口温度增加了近 60 K.由图 17(e)则可以看出,由于燃油流量的增加,风扇转速迅速上升,弥补了由于机动飞行而造成的发动机进口总压下降,使得在开始点附近风扇出口压力下降较恒定流量时变缓,风扇出口压力总体上也有很大地提高.由图 17(f)中的低压涡轮出口压力变化曲线中可以看到起初时压力随燃油流量增加而迅速上升,然后才逐渐下降,同时也表现出脉动的动态特性.

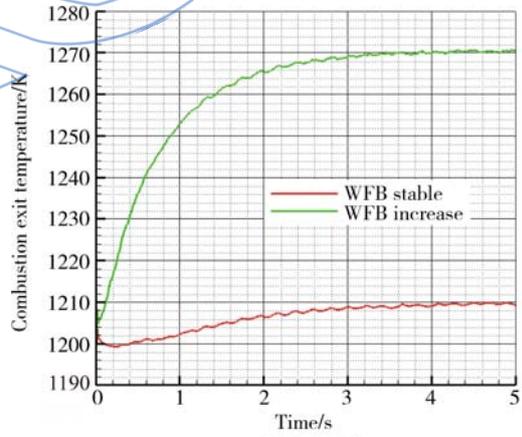
图 18 给出了发动机性能参数随时间变化的曲线.从图 18(a)可以看到:虽然燃油流量增加,但由于机动飞行造成的进气道出口总压及流量的



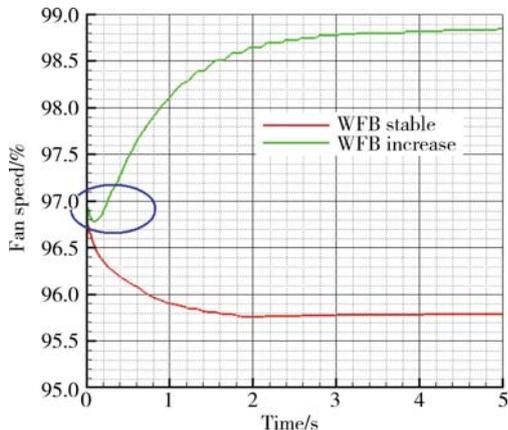
(b) 高压转速



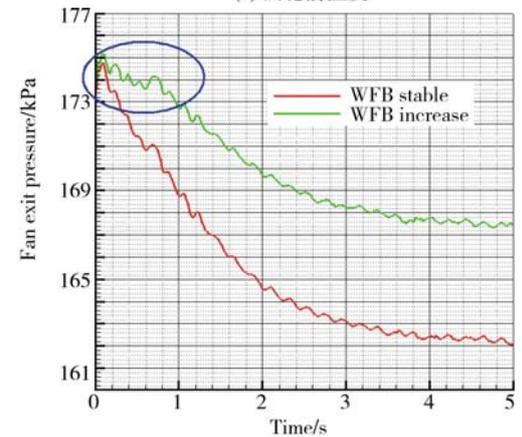
(c) 压气机出口压力



(d) 涡轮前温度



(a) 低压转速



(e) 风扇出口压力

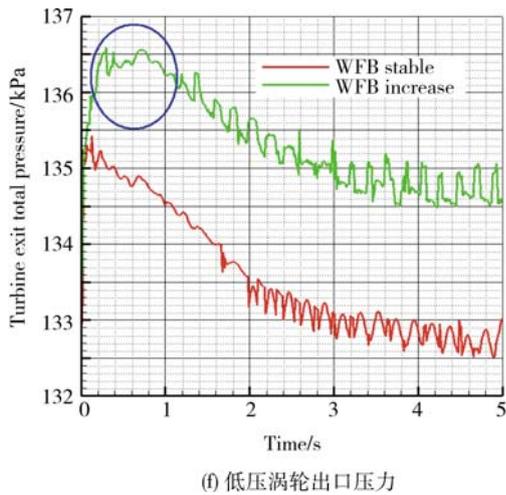


图 17 发动机工作参数随时间的变化
Fig. 17 History of engine work parameters

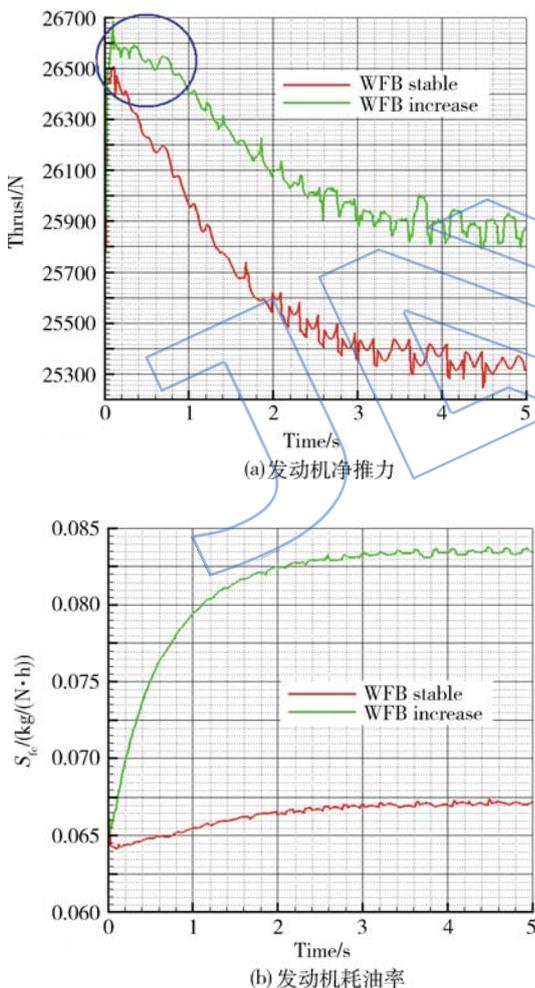


图 18 发动机性能参数随时间变化曲线
Fig. 18 History of engine performance parameters

下降,使得发动机的推力下降.但比较图 18(a)中发动机两种调节情况,可以看到,增加燃油流量使得推力较恒定燃油流量时有较大的提高,尤其是在

较大进气攻角时,且在起始位置附近推力下降得较平缓.由图 18(b)中可以看到,由于燃油流量的增加,使得发动机耗油率明显增大.

4 结 论

将发动机动态性能数值仿真程序与前机身/进气道非定常流场数值模拟计算程序成功地进行耦合,对由先进战斗机前机身/进气道与某小涵道比涡扇发动机构成的推进系统的动态性能实现了一体化数值计算,获得了能够对进气道/发动机推进系统一体化进行动态数值模拟的计算系统(APIAC),并对其有效性进行数值计算.

针对亚声速飞行状态时,快速机动飞行和平缓机动飞行条件下,获取了进气道/发动机的一体化动态特性数值模拟结果.由于飞机进气攻角的变化,相应的发动机热力循环参数和性能参数均随时间的变化,数值计算结果表明:

1) 改进的 APIAC 推进系统一体化程序能够有效地对进气道和发动机的动态特性进行模拟,具备了对推进系统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热力循环参数和性能参数进行预测分析.

2) 数值仿真结果表明:外部扰动随时间的变化快、慢不同,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热力循环参数和性能更大的动态波动.

3) 在机动飞行攻角增大时,采用不同的燃油供给规律对发动机性能产生着较大的影响.在机动飞行的同时增大燃油流量使得进气道出口、发动机进口流量下降变缓慢,且流量减少量变小;而发动机低压转子和高压转子转速都明显增大,且低压转子转速变化情况与之前恒定流量时截然不同;燃油流量增加也使得风扇工作点和高压压气机情况得到较大改善,其中风扇的改善尤为明显;推力下降也得以减缓,但为之付出的代价就是发动机的单位燃油消耗率明显上升.

参考文献:

[1] SAE S-16 Committee. ARP1420B gas turbine engine inlet flow distortion guidelines[M]. Washington D C: Society of Automotive Engineers, 2002.
[2] Davis M, Baker W, Power G, et al. A proposal for integration of wind tunnel and engine test programs for the evaluation of air frame-propulsion compatibility using numerical simulations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2002, 124(3): 447-458.

- [3] Hale A, Davis M, Sirbaugh J, et al. A numerical simulation capability for analysis of aircraft inlet-engine compatibility[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2006, 128(3): 473-481.
- [4] Haldeman C W, Dunn M G, Abhari R S, et al. Experimental and computational investigation of the time-averaged and time-resolved pressure loading on a waneless counter-rotating turbine[R]. ASME Paper 2000-GT-0445, 2000.
- [5] Beale D, O'Dowd K, Davis M, et al. An example for integrated gas turbine engine testing and analysis using modeling and simulation[R]. Las Cruces: The 2006 ITEA Modeling and Simulation Conference, 2006.
- [6] Davis M, Hale A. A parametric study on the effects of inlet swirl on compression system performance and operability using numerical simulations[R]. ASME Paper GT-2007-27033, 2007.
- [7] Beale D, Davis M, Sirbaugh J. Requirements and advances in simulating aircraft inlet total-pressure distortion in turbine engine ground tests[R]. ASME Paper GT-2006-90038, 2006.
- [8] Davis M. Parametric investigation into the combined effects of pressure and temperature distortion on compression system stability[R]. AIAA 91-1895, 1991.
- [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] Burstadt P L, Calogeras J E, Choby D A. 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] Hale A A, Davis M W, Sirbaugh J H. A numerical simulation capability for analysis of aircraft inlet-engine compatibility[R]. ASME Paper 2004-GT-53473, 2004.
- [13] 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.
- [14] Davis M W, Owen A K, O'Brien W F, et al. Joint dynamic airbreathing propulsion simulations partnership JDAPS [R]. ASME Paper 95-GT-143 1995.
- [15] Garrard G D. ATEC: the aerodynamic turbine engine code for the analysis of transient and dynamic turbine engine system operations[D]. Knoxville: The University of Tennessee, 1995.