

文章编号: 1000-8055(2002)01-065-04

面向对象的双轴混排加力涡扇发动机 详细非线性实时仿真模型研究

丛靖梅, 唐海龙, 张 津

(北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

摘要: 本文就双轴加力涡扇发动机详细非线性实时仿真模型进行了研究。采用框架灵活方便、具有可扩展性的 VC++ 语言, 在 P II 450 计算机上实现了一台双轴混排加力涡扇发动机的实时仿真, 可准确模拟发动机及其部件的工作状况。发动机流路的平均计算时间为 0.542 ms, 一个工作点的计算时间小于 25 ms。此模型的建模方法具有通用性, 可适用于其他类型发动机的实时建模要求。经在火力/飞行/推进综合控制仿真系统中的应用, 证明此模型完全满足实时模拟真实发动机的要求。

关键词: 航空发动机; 性能; 实时仿真; 数学模型

中图分类号: V 235.13

文献标识码: A

A Study of Object-Oriented Detailed Nonlinear Real-Time Performance Simulation for a Mixed-Flow Two-Spool Turbofan Engine with Afterburner

CONG Jingmei, TANG Hai-long, ZHANG Jing

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: This report discusses the study of detailed nonlinear real-time performance simulation for a two-spool turbfan engine with afterburner. On the basis of the extensible, flexible, and reliable VC++ language, we can easily build a real-time simulation program for a mixed-flow two-spool turbfan engine with afterburner on a P II 450 computer. The engine performance and engine component operation can be simulated accurately. The average time is 0.542 ms for a flow path calculation. It takes the model less than 25 ms to calculate an operating point. This is a general method and it can be used in modeling of other types of engines. The real-time simulation model of an existing engine has been used successfully in IFPC (Integrated Fire/Flight/Propulsion Control) research.

Key words: aircraft engine; performance; real-time simulation; mathematical modeling

1 前 言

航空发动机结构复杂、工作条件苛刻, 其设计和研制需要投入大量的人力、物力、财力, 因此需要用准确的发动机模拟器代替真实发动机进

行研究。这对于预测发动机性能、部件匹配关系等都很重要, 可以减少做各种试验的花费和风险性。实时仿真模型的应用包括发动机控制系统的发展和测试、飞行模拟、火力/飞行/推进综合控制仿真系统研究。建立实时仿真模型必须在有限的经费、

收稿日期: 2001-01-09; 修订日期: 2001-04-01

作者简介: 丛靖梅(1972-), 女, 北京航空航天大学动力系硕士生

运算时间和模拟精确性等方面进行折衷。常用的非线性发动机实时仿真模型用每时间步长一次迭代的简化计算方法^[1~3]实现实时性,但模型过于简单,精度损失较大。如今建模技术向着同时提高模型的快速性和精确性方向发展。对于有着复杂控制规律的混排加力涡扇发动机,采用上述方法建立能反映发动机各部件工作状态的实时仿真模型有较大难度,难以保证在全包线、全油门范围内的仿真精度。针对以往这些方法的不足,本文就建立高逼真度、可反映部件参数的双轴混合排气加力涡扇发动机实时仿真模型进行了研究。

2 实时仿真模型的实现

首先按文献[4]的方法建立详细模拟发动机的非实时仿真模型,从中分析影响实时性的算法,加以改进,最终达到既保持了非实时仿真模型的功能和精度,又实现了实时仿真。仿真模型的流程结构如图 1 所示。

2.1 非实时仿真模型

非实时仿真模型考虑了全部部件特性、气动热力学关系、转子运动方程以及部件间共同工作关系,气体热力性质随温度和燃气成份变化。忽略容腔效应。由控制器给出燃油流量和喷管喉道面积。在沿程的气动热力计算中,已知部件特性和各部件的几何位置,试给值为 6 个部件性能变量,用 6 个共同工作条件为检查方程,其残量构成的非线性方程组用 Newton-Raphson 法求解。求解共同工作点的示意图见图 2。此模型不仅可计算稳态性能,也可计算以任意一个稳态点为起点的过渡工作过程,包括加、减速和接通、切断加力的动

态特性。

经与参考资料上的参考数据相比,计算结果的精度很高。对于全包线范围 665 个稳态计算点,推力的平均均方根误差为 2.68%,耗油率的平均均方根误差为 1.19%。

2.2 实时仿真模型

为了减少仿真模型计算一个工作点的时间,本文在上述非实时仿真模型基础上寻求新的算法,替代非实时仿真模型中计算耗时的算法和迭代过程,以达到实时模拟发动机的目的。所建立的实时仿真模型可在全包线、全油门范围内模拟不同飞行高度和马赫数、大气温度、油门角度、飞机引气和功率提取等条件下的发动机稳态性能和过渡态性能,可模拟发动机内部各部件的共同工作关系,确定各部件工作点在部件特性上的位置。

2.2.1 燃烧室部件的算法改进

非实时仿真模型中,燃烧室出口温度 T_3^* 是用式(1)和式(2)迭代求解的,在迭代过程中要多次调用求焓值的函数,其计算时间大约占了一次流路计算时间中的 7%。

$$T_3^* = F(T_2^*, \eta, f) \quad (1)$$

$$\eta = F(P_2^*, T_3^* - T_2^*) \quad (2)$$

式中: f 为油气比, T_2^* 和 P_2^* 为燃烧室进口总温和总压, η 为燃烧效率。

在实时仿真模型中采用式(3)所示的拟合公式,取消了迭代,不再计算焓值,从而减少了燃烧室部件的计算时间。拟合所用的样本来自非实时仿真模型,拟合误差为 0.5222%。

$$T_3^* = F(f, P_2^*, T_2^*) \quad (3)$$

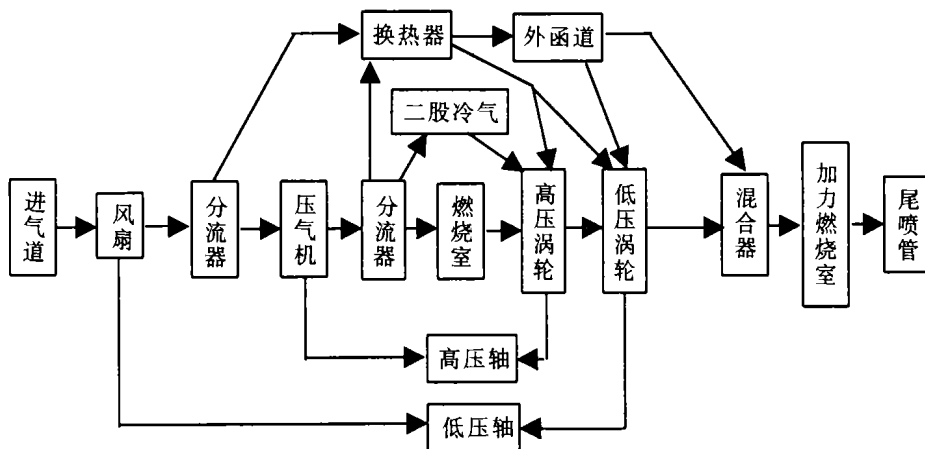


图 1 仿真模型的流程结构图

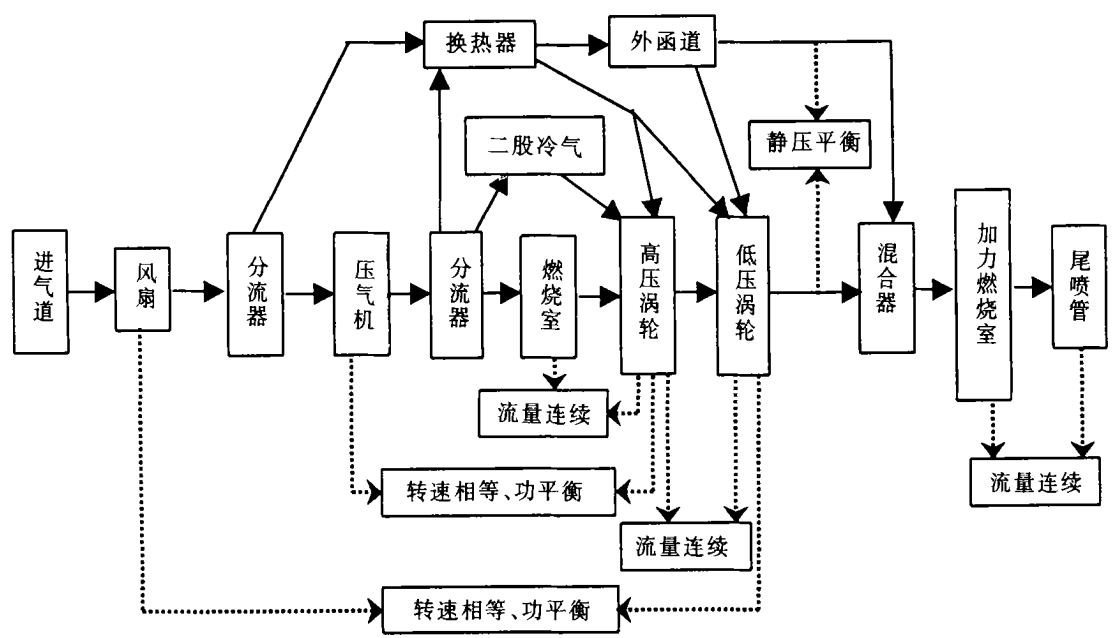


图 2 求解共同工作点的示意图

2.2.2 部件气体热力性质算法的改变及其相应的流路计算

实时仿真模型中部分部件用平均变比热法代替焓熵变比热法。部件的平均比热由上一次进口温度和出口温度的平均温度求得。流路计算中用平均比热计算各部件出口参数。

2.2.3 混合器和尾喷管部件的计算

在非实时仿真模型混合器和喷管部件的计算中,在由 $q(\lambda)$, $\pi(\lambda)/q(\lambda)$ 求 λ 时均需迭代求解。实时仿真模型中采用拟合的方法,用非实时仿真模型的计算结果,按式(4)和式(5)进行拟合,取消了迭代计算。

$$\lambda = F[q(\lambda), Y]$$

(4)

$$\lambda = F[\pi(\lambda)/q(\lambda), Y]$$

(5)

2.2.4 解法

为消除以任意一个稳态点为起点的长时间仿真过程的累积误差,没有减少试给值和检查方程

个数,在求解时采用了隐式解法。即在给定飞行条件及发动机控制量的条件下,由式(6)解出决定发动机状态的向量 X 。向量 X 为风扇转速、压气机转速、风扇特性辅助线、压气机特性辅助线、高压涡轮折合流量、低压涡轮落压比。在每一步的计算中,各参数均满足6个检查平衡方程。

$$Z = F(X)$$

(6)

式中: Z 为平衡方程的误差向量。

3 计算结果

在已建好的可靠性高、具有可扩展性的发动机基本类库^[4]的基础上,用面向对象的VC++语言建立高效专用的发动机性能仿真程序。在P II 450计算机上实现了实时仿真。

表1列出采用不同算法的模型计算一次发动机流路所用平均时间的比较。从表中看出:改进算法使得沿流程的计算速度加快了3倍。统计表明:实时仿真模型计算一个工作点的时间少于25ms。

表 1 采用不同算法的模型计算一次发动机流路所用平均时间的比较

算法改进	燃烧室	平均变比热	混合器	喷管	计算一次发动机流路所用平均时间/ms
非实时仿真模型					1.653
仿真模型 1	√				1.525
仿真模型 2	√	√			1.457
仿真模型 3	√	√	√		0.649
实时仿真模型	√	√	√	√	0.542

实时仿真模型和非实时仿真模型计算结果的对比如下: 图 3, 图 4 为地面减速过程、空中加速过程的低压转速 N_1 、高压转速 N_2 计算结果的对比; 图 5, 图 6 为不同飞行条件下加速或减速过程低压涡轮出口温度、推力计算结果的对比。

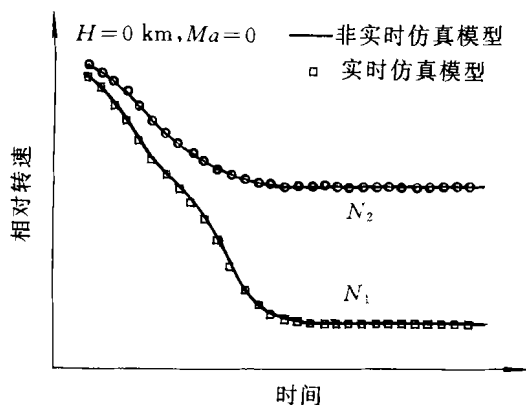


图 3 减速过程转速对比

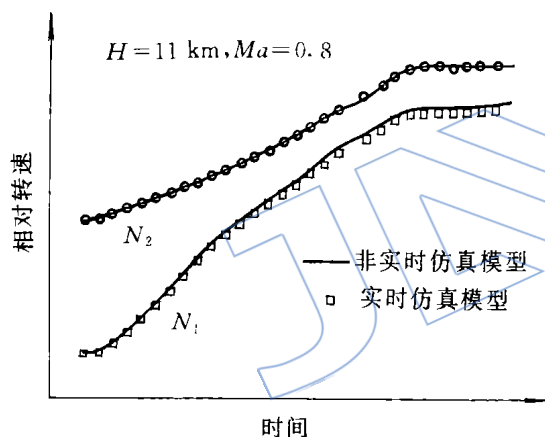


图 4 空中加速过程转速对比

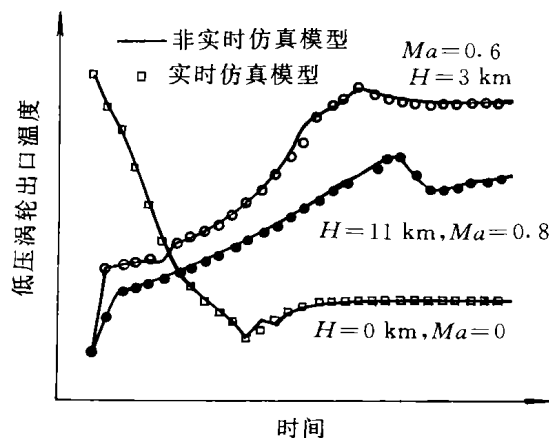


图 5 过渡过程低压涡轮出口温度对比

计算结果表明: 本文的实时仿真模型具有相当好的仿真精度, 能正确反映真实发动机工作的

物理过程。

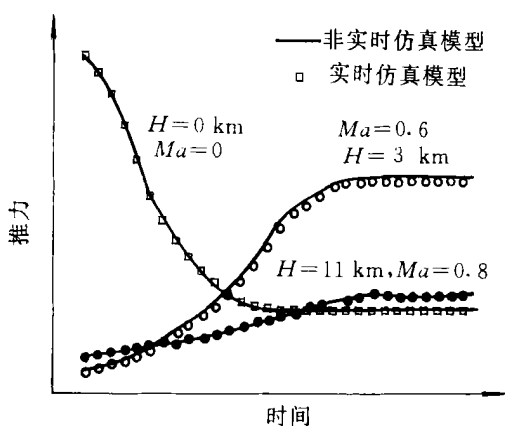


图 6 过渡过程推力对比

4 结 论

本文提出的双轴混排加力涡扇发动机详细非线性实时仿真模型有如下特点: 采用全部部件特性, 可在全飞行包线、全油门范围内模拟不同飞行高度和马赫数、大气温度、油门角度、飞机引气和功率提取等条件下的发动机稳态性能和过渡态性能, 可提供发动机的性能参数、各截面气动参数、部件性能参数; 可以以任意一个稳态点为起点模拟过渡工作过程, 可计算加减速和接通、切断加力过程的动态特性; 在每个计算节点采用迭代求解, 消除累积误差的影响; 与详细的非实时仿真模型相比, 实时仿真模型基本没有损失计算精度; 建模方法具有通用性; 编程采用先进的面向对象编程技术, 可靠性高、具有可扩展性。本模型为火力/飞行/推进综合控制、发动机控制研究提供了一个很好的评价发动机内部工作状态的平台。

参考文献

- [1] Van Oosterhout W W P J, Van Gool Ir P C A. Development of the Generic Thermodynamic Turbo shaft Engine Real-Time Simulation (TERTS) Model[R]. PB97- 208375
- [2] Bhargava Reddy G, Lakshmanan B K, et al Development of a Real Time Dynamic Engine Simulation Model of a Turbo Fan Engine[R]. ISABE 93- 7132
- [3] Michael W French. Development of a Compact Real-Time Turbofan Engine Dynamic Simulation[R]. SAE, Oct 1982: 25- 28
- [4] 唐海龙, 张津. 面向对象的航空发动机性能仿真程序的设计方法研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(4): 421- 424

(责任编辑 杨再荣)