

文章编号: 1000-8055(2008)03-0510-06

一种简化算法的航空发动机全状态数学模型

于龙江, 朴 英

(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 通过一种简化的燃气空间模型对某型双转子混排加力涡扇发动机各部件进行了建模和仿真计算, 并给出了详细的计算流程以及数学公式. 在仿真过程中结合实际工程应用经验, 对涡轮处采用一个局部的小循环迭代以减小涡轮部件内燃气空间计算的时间步长, 提高计算精度. 与其他数值方法相比, 该简化算法避免了求解非线性方程组时大范围的循环迭代, 提高了全状态数学模型的计算速度. 通过仿真结果与发动机实际试车数据的对比, 证明该方法有足够的计算精度.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 数值仿真; 全状态模型; 容积动力学

中图分类号: V235

文献标识码: A

Full range modeling of aero engine systems based on a simplified algorithm

YU Long jiang, PIA O Ying

(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: A simplified gas flow domain model was applied to modeling and simulation of a bypass dual-spool mix flow turbofan engine, and the detailed calculation process and all formulas were presented. According to the engineering experience, a small scale local iteration was introduced to reduce the time step of calculating the parameters in turbine components and significantly improve the solution. On a comparative basis, this method avoids large scale iteration for solving non linear equations, thus ensuring faster calculation of the full range aero engine simulation program. This method is proved to provide enough calculation accuracy when the simulation results are compared with the test run data of engine.

Key words: aerospace propulsion system; aero engines; numerical simulation; full range modeling; volume dynamics

航空发动机总体性能仿真程序对于发动机的气动布局设计、改型以及控制器的设计、试验等都是非常重要的. 按照俄罗斯的理论, 在发动机研制的不同阶段, 考虑到待解决问题的类型, 动态模型应该能完成 20 多种计算需要. 各种仿真程序实际上都是数学模型的计算机语言实现, 为实现对航空发动机性能的实时高效仿真, 需要建立具有足够精度、又不过于复杂的全状态动态数学模型. 对应于不同的应用目的和建模方法, 航空发动机仿真模型可以分为全气动力学模型和分段状态空间

模型^[1-2]. 目前国内的发动机数学模型大多数为联立求解非线性方程组的气动力学模型或小偏差线性模型. 而真实情况下发动机在全包线内工作范围变化很大, 这就需结合工程经验, 将过程的完全物理描述进行数学上的简化, 获得一个能实时模拟大变化过渡过程的发动机数学模型.

本文在参考了如 F404、AL31F 等一些国内外发动机计算程序的基础上, 通过引入容积动力学中的燃气空间模型^[3], 对整个系统的求解过程进行了简化, 发展了一种不需要迭代求解大型非

收稿日期: 2007-03-05; 修订日期: 2007-04-29

作者简介: 于龙江(1982), 男, 黑龙江七台河人, 博士生, 主要从事发动机数值仿真平台研究.

线性方程组的全状态发动机动态模型. 对于发动机的各个部件, 在燃气空间状态的计算中, 即求解含时间项的微分方程组时采用龙格-库塔方法, 实践证明该方法与传统的循环嵌套方法、多维 Newton-Raphson 方法或 Broyden 方法求解平衡方程^[4-6]相比, 速度更快, 而且具有足够的计算精度. 采用面向对象的 VC++ 语言编程^[7-8], 使得程序易于维护. 通过对某型涡扇发动机的实际仿真计算, 验证了该模型的计算精度.

1 全状态动态模型的特点

首先介绍建立全状态动态模型时要达到的目标, 即模型的特点. 燃气空间模型将在燃烧室计算时作为例子详细给出.

(1) 模型可以计算飞行包线内不同高度、速度下从慢车到全加力各个状态(稳态和过渡态过程)的工作过程. 输入参数与真实的发动机中相同, 飞行高度 H 、马赫数 Ma 和油门杆角度 PLA .

(2) 主燃烧室、加力燃烧室和外涵道的计算考虑容积的影响.

(3) 所有的控制因素, 如主、加力燃油流量, 流道几何可调机构的位置(如风扇和高压压气机进口导叶角度)都由控制系统模型提供.

(4) 模型的输出参数为高、低压转子转速, 风扇和高压压气机的气动稳定裕度, 流道各截面的温度、压力和流量, 发动机总推力和耗油率等.

(5) 所有稳态和过渡态计算过程中, 除了在局部范围内需要对个别参数进行迭代计算(如涡轮落压比的计算), 整个发动机计算流程不用迭代.

(6) 建模时采用的主要假设条件如下:
发动机流道中气动过程采用集总参数的一维模型描述;

采用流道部件的试验特性;
燃气动力学方程中不考虑质量力和粘性;

内涵和外涵出口的气流静压相等;
外涵道和喷管中的过程是等熵过程;
混合器中的摩擦损失是常数;
混合器侧壁的反作用力忽略不计;
在发动机中气流速度比声速小得多的部件间, 气流的绝热指数和密度按滞止气流计算;
返回到涡轮流道中的冷却空气的温度为压气机进出口空气温度的函数;
高、低压转子的转动惯量为常数.

由于发动机气路结构的复杂性(如连接前后部件的外涵道、换热器等部件内的气动、热力学过程)、高、低压转子对前后部件的连接以及过渡态过程计算时求解微分方程的需要, 不可避免的在流路上游的部件的计算中会用到该部件自身内部的一些参数或下游部件的一些参数作为初值和边界条件. 因此在过渡态过程计算之前, 必须对这些参数赋一个初始值, 以保证计算过程能够很快收敛. 本文选取某型涡扇发动机的设计点参数作为初始参数^[31], 以保证仿真过程的迅速收敛和足够精度.

2 发动机各部件的数学模型

发动机各截面的位置编号如图 1 所示, 下面以几个主要部件为例, 给出仿真计算的详细流程及模型中的数学公式.

风扇, 压气机:
风扇与压气机的计算方法类似, 以后者为例, 首先根据风扇出口总温 T_{21}^* 以及上一步计算(首次计算时应用类 Fan 中的 Initial 方法)由高压涡轮部件模型得到的高压转子转速 n_H 求得相对换算转速

$$n_{H, \text{cor, rel}} = \frac{n_H}{n_{H, \text{std}}} \sqrt{\frac{288.15}{T_{21}^*}}$$

(1)

由风扇出口总压 p_{21}^* , 以及上一步计算得到的高压压气机出口总压 p_2^* 计算压气机压比

$$\Pi_2 = p_2^* / (p_{21}^* \sigma_{21})$$

(2)

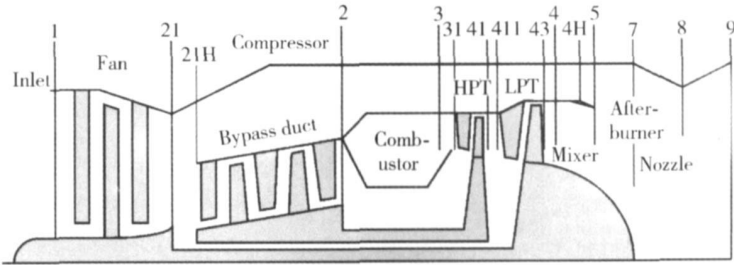


图 1 发动机截面示意图
Fig. 1 Stations in aero engine

其中 α_{21} 为中介机匣总压恢复系数, 近似为常数. 由式(1)和式(2)的计算结果以及控制模块给出的压气机进口导叶角度 ϕ_2 , 用三次线性插值的方法求出压气机换算流量和换算效率

$$W_{a2, \text{cor}} = f(n_{H, \text{cor, rel}}, \pi_2, \phi_2) \quad (3)$$

$$\eta_{2, \text{cor}} = f(n_{H, \text{cor, rel}}, \pi_2, \phi_2) \quad (4)$$

并求出压气机流量

$$W_{a2} = W_{a2, \text{cor}} \frac{p_{21}^*}{1.0332} \sqrt{\frac{288.15}{T_{21}^*}} \quad (5)$$

根据上一步计算得到的压气机出口总温 T_2^* , 近似求出压气机内平均温度, 并计算出压气机内空气的绝热系数 γ_2

$$\gamma_2 = f\left(\frac{T_{21}^* + T_2^*}{2}, W_{a2}\right) \quad (6)$$

再根据热力学关系求出压气机出口总温

$$T_2^* = T_{21}^* \left[1 + \frac{\pi_2^{(\gamma_2 - 1)/\gamma_2} - 1}{\eta_2} \right] \quad (7)$$

由 T_2^* 求出压气机出口空气的比焓, 并根据风扇出口的比焓求出压气机功 L_2

$$h_2 = h(T_2^*) \quad (8)$$

$$L_2 = 4.1889 \times W_{a2} (h_2 - h_{21}) \quad (9)$$

最后根据由线性插值得到的压气机喘振边界线上相应点的参数, 计算出压气机的喘振裕度

$$\left(\frac{\pi_2}{W_{a2, \text{cor}}} \right)_{\text{surge}} = f(n_{H, \text{cor, rel}}, \phi_2) \quad (10)$$

$$\Delta_2 \setminus 100 = \left(\frac{\pi_2}{W_{a2, \text{cor}}} \right)_{\text{surge}} \left(\left(\frac{\pi_2}{W_{a2, \text{cor}}} \right) - 1 \right) \quad (11)$$

根据气体工质的温度、湿度、油气比、余气系数等求对应的焓、熵、比热等热力学参数, 以及由燃气的速度系数求流量系数, 或者由流量系数求速度系数的方法, 在程序中以子函数的形式实现.

燃烧室:

将主燃烧室视为一个燃气容腔(图2), 假设燃油在燃烧室释放的热量是以主燃烧室进口处燃气气流的形式传送的, 因此被包含在气流的含热

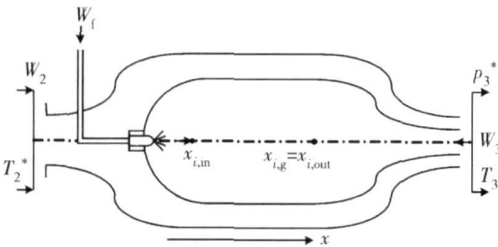


图2 主燃烧室燃气空间模型

Fig. 2 Gas flow domain model of main combustor

$$\frac{dT_3^*}{dt} = \frac{R_3(\alpha_3) T_3^*}{V_c p_3^* D_3} \left\{ W_f \left[\eta_c H_f + h_c - \frac{h_3(T_3^*, \alpha_3)}{\gamma_3(T_3^*, \alpha_3)} \right] + W_2 \left[h_a(T_2^*) - \frac{h_3(T_3^*, \alpha_3)}{\gamma_3(T_3^*, \alpha_3)} \right] - W_3 \frac{\gamma_3(T_3^*, \alpha_3) - 1}{\gamma_3(T_3^*, \alpha_3)} h_3(T_3^*, \alpha_3) \right\} \quad (21)$$

量中. 其一维近似形式的能量方程可以写作

$$\frac{\partial(\rho C_v T^*)}{\partial t} - \frac{\partial(\rho U h^*)}{\partial x} = 0 \quad (12)$$

其中 U 为气流速度, h^* 为由气流总温确定的比焓. 考虑关系式 $W = \rho U A$, 当 A 为常数时, 有

$$A \frac{\partial(\rho C_v T^*)}{\partial t} - \frac{\partial(W h^*)}{\partial x} = 0 \quad (13)$$

按下式变换成点 x_g 处的集总参数形式

$$\frac{d(\rho_g C_{vg} T_g^*)}{dt} = \frac{[W_{in} h(T_{in}^*) - W_{out} h(T_{out}^*)]}{V_c} \quad (14)$$

其中 V_c 为主燃烧室容积. 上式右端各项可以表示成

$$W_{in} h(T_{in}^*) = W_f (\eta_c H_f + h_g) + W_2 h_a(T_{in}^*) \quad (15)$$

$$W_{out} h(T_{out}^*) = W_3 h_3(T_{out}^*, \alpha_{out}) \quad (16)$$

其中 $h_g = h_p(T_s) + h_f(T_{out}^*) - h_f(T_s)$, h_a 为空气的焓, h_p 为燃烧纯净产物的焓, h_f 为热态燃油的焓, T_s 为测定燃油热值的标准温度, η_c 为主燃烧室完全燃烧系数, H_f 为燃油热值, α 为空气余气系数.

将式(14)左边变换成

$$\frac{d(\rho_g C_{vg} T_g^*)}{dt} = \left[C_{vg} + T_g^* \frac{dC_{vg}}{dT_g^*} \right] \rho_g \frac{dT_g^*}{dt} + C_{vg} \frac{d\rho_g}{dt} \quad (17)$$

应用集总参数的连续方程

$$\frac{d\rho_g}{dt} = \frac{W_{in} - W_{out}}{V_c} = \frac{(W_2 + W_f - W_3)}{V_c} \quad (18)$$

变换后可得

$$dT_g^* / dt = \left\{ [W_f (\eta_c H_f + h_c) + W_2 h_a(T_{in}^*) - W_{out} h_3(T_{out}^*, \alpha_{out})] - C_{vg} T_g^* \cdot (W_2 + W_f - W_{out}) \right\} \setminus [C_{vg} + T_g^* (dC_{vg} / dT_g^*)] \quad (19)$$

设 $T_g^* = T_{out}^* = T_3^*$, $p_g^* = p_{out}^* = p_3^*$, $W_{out} = W_3$, $T_{in}^* = T_2^*$.

写出状态方程 $\rho_g = \frac{p_g^*}{R_g T_g^*} \approx \frac{p_3^*}{R_3 T_3^*}$, 其中 R 为

气体状态常数. 考虑到 $C_{v3} = C_{p3} / \gamma_3$; $C_{p3} T_3^* = h_3(T_3^*, \alpha_3)$, 将式(19)右边分母括号中的表达式变换后得

$$C_{v3} + T_3^* \frac{dC_{v3}}{dT_3^*} = d \frac{T_3^* C_{p3}(T_3^*, \alpha_3)}{\gamma_3(T_3^*, \alpha_3)} \setminus dT_3^* \quad (20)$$

最终得到

其中

$$D_3 = d \frac{h_3(T_3^*, \alpha_3)}{Y_3(T_3^*, \alpha_3)} \bigg| dT_3^* \quad (22)$$

具体计算 D_3 时, 采用以下的方法

$$D_3 = 0.5 \left[\frac{h(T_3^* + 1, \alpha_3)}{Y(T_3^* + 1)} - \frac{h(T_3^* - 1, \alpha_3)}{Y(T_3^* - 1)} \right] \quad (23)$$

将 Q_3 的表达式代入式(18), 可得 p_3^* 的方程

$$\frac{dp_3^*}{dt} = \frac{R_3(\alpha_3)T_3^*}{V_c}(W_2 + W_f - W_3) + \frac{p_3^*}{T_3^*} \frac{dT_3^*}{dt} \quad (24)$$

这样, 应用微分方程(23)和(24)就可以进行主燃烧室过程的计算. 可见, 用该方法可以将描述空气以及燃气空间中过程的数学模型转化为集总参数的常微分方程, 对这些方程组成的方程组可以不必使用迭代方法, 只需在每一个时间步长内进行一次数值计算就可以进行求解. 其它燃气空间的计算方法可以参照主燃烧室的计算过程, 依此类推.

涡轮:

将高低压涡轮作为整体来考虑, 假设用于冷却涡轮喷管装置的空气在涡轮前截面中混入燃气中, 而用于冷却工作轮的空气则在涡轮后的截面处混入. 在计算时充分利用了发动机各种工作状态下的冷却空气的总量及在各截面间分配的实验数据以提高计算精度.

来自高压压气机的空气有 19.8% 用作冷却空气, 其中进入高压涡轮导向器叶片前腔及冷却上下缘板的直接来自燃烧室二股气流量为 10.9%. 其余通过空气换热器的冷却气流量为 8.9%. 冷却空气分成几路分别冷却高低压涡轮叶片及导向器、涡轮盘等, 并与燃气流掺混. 根据冷却空气的流动情况, 将其近似折算为一部分在涡轮前、另一部分在涡轮后返回主流. 掺混前后气体总焓不变.

由于涡轮部件间的燃气空间很小, 而且涡轮间燃气状态变化剧烈, 有强非定常性, 因此在计算涡轮时需要减小积分的时间步长, 为此在求解描述低压涡轮过程的方程时引入一个局部的循环迭代过程. 具体方法如下(仅以低压涡轮计算过程为例).

首先从上一步的计算结果中得到低压涡轮出口的燃气流量

$$W_{42} = W_{31} + W_{41}^{\text{cool}} + W_{411}^{\text{cool}} \quad (25)$$

$$h_{411} = \frac{h(T_{41}^*, \alpha_{42})W_{31} + h(T_{\text{bleed}}^*)(W_{41}^{\text{cool}} + W_{411}^{\text{cool}})}{W_{42}} \quad (26)$$

其中 $\alpha_{42} = (W_{42} - W_f)/(W_f L)$, L 为化学当量系数. 进而应用由焓反求温度的函数, 有

$$T_{411}^* = T(h_{411}, \alpha_{42}) \quad (27)$$

$$n_{\text{1pt, cor}} = n_{\text{1pt}} \sqrt{T_{411}^*, \text{std} / T_{411}^*} \quad (28)$$

这里及下面公式中的下标 std 代表选定的参考参数, 需要在循环迭代开始时给定. 随后按以下步骤进行计算:(为了计算第一步积分, 需要在初始条件里给定近似值 π_{1pt}^{*0})

$$W_{\text{1pt, cor}} = W_{\text{1pt, cor}}(n_{\text{1pt, cor}}, \pi_{\text{1pt}}^{*i}) \quad (29)$$

$$\pi_{\text{1pt}}^* = \frac{W_{42} p_{42}^*, \text{std}}{W_{\text{1pt, cor}} p_{42}^*} \sqrt{\frac{T_{411}^*, \text{std}}{T_{411}^*}} \quad (30)$$

$$\Delta \pi_{\text{1pt}}^* = |\pi_{\text{1pt}}^* - \pi_{\text{1pt}}^{*i}| / \pi_{\text{1pt}}^* \quad (31)$$

$$\pi_{\text{1pt}}^{*i+1} = \pi_{\text{1pt}}^{*i} + (\pi_{\text{1pt}}^* - \pi_{\text{1pt}}^{*i}) / 2 \quad (32)$$

如果 $\Delta \pi_{\text{1pt}}^* < 0.01$ 则循环迭代结束. 否则继续循环计算, 直到 $\Delta \pi_{\text{1pt}}^* < 0.01$. 实践证明, 这种小规模迭代计算的方法能够很好的计算涡轮落压比, 并且使得整个发动机流路的计算不需要进行大范围的循环迭代, 大大减少了一个时间步长内求解的时间. 在发动机整机仿真时, 将时间步长设为 0.001 s, 仿真 30 s 的过渡态过程, 即进行 90 000 次求解, 在装有 Pentium 2.8 GHz 的计算机上仅需要 6~7 s 的时间, 这其中还包括了每 20 步向计算机存储计算结果所耗用的时间. 由此可见, 该小循环迭代法求解发动机动态过程的参数变化, 在保证足够精度的前提下, 相比传统的循环嵌套方法、多维 Newton Raphson 方法或 Broyden 方法求解平衡方程是有很大的优越性的. 而且由于应用了这种小范围的迭代方法, 使得求解过程具有很高的可靠性.

加力燃烧室和喷管:

根据低压涡轮后的总温、总压和燃气流量以及油门杆角度确定加力供油量, 油气比等参数, 其计算与主燃烧室相同.

在最大状态下, 加力燃烧室不工作, 总压恢复系数为设计值, 加力燃烧室流过的燃气流量应为发动机进口的空气流量和主、加力燃烧室的燃油供油量之和减去飞行员座舱的引气量. 在非设计点, 加力燃烧室总压恢复系数根据发动机的工作状态的变化而变化, 按流过加力燃烧室气体的热力学性质确定, 并由此确定加力燃烧室出口的温度和压力.

某型发动机采用收扩喷管, 喷管临界截面的

面积不连续可调,只有两个位置. 喷管的工作状态分为亚临界、临界和超临界,对应之,排出燃气分为不完全膨胀、完全膨胀和过度膨胀. 按此状态建立喷管的计算模型,并进行计算,在此不做详细介绍.

图 3 显示了用 VC++ 语言实现的过渡态过程计算流程图.

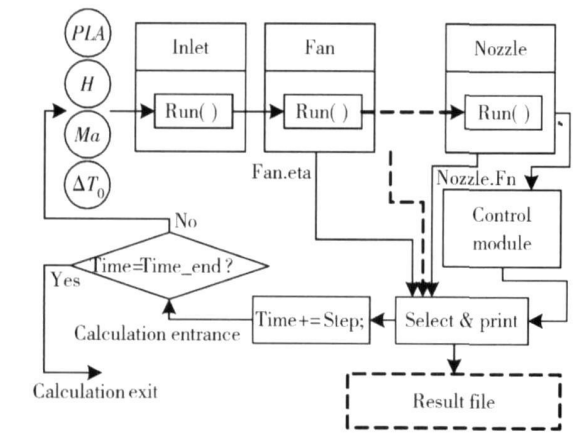


图 3 过渡态过程计算流程

Fig. 3 Transient simulation procedureS

3 仿真程序的验证及结果分析

用该仿真程序对某型涡扇发动机的地面台架状态以及飞行包线内的典型工况,共 12 个工作点进行了仿真计算,对于典型的发动机特性参数,如推力、耗油率、高低压转子转速、涡轮前温度等与实验数据进行了对比,各主要参数的误差均在 3% 之内,满足调节器试验中对于发动机仿真模型的精度要求.

图 4 和图 5 显示了地面台架状态下 ($H = 0$, $Ma = 0$) 发动机在加速过程中,高低压转子转速、涡轮后总温的过渡态仿真计算结果与试验数据的对比. 可以看到,二者吻合得很好,证明了该简化数学模型在进行过渡态仿真时的精度,使得该模型可以用于控制系统的调试和控制计划的研究. 图 5 中涡轮后总温的计算值与试验值差别稍大,其原因是试验中用作测温装置的热电偶具有热惯性,导致试验数据有一定的误差. 但仿真结果仍很好的反映了这一参数在加速中的变化过程.

图 6 给出了上述加速过程中,涡轮前总温的变化过程. 一般来说,在发动机运行过程中无法直接测量该参数,而该参数对于发动机的性能至关重要. 该计算结果表明在加速过程的后期,涡轮前温度出现超温的现象,这对于改进调节器的控制规律具有很好的指导作用.

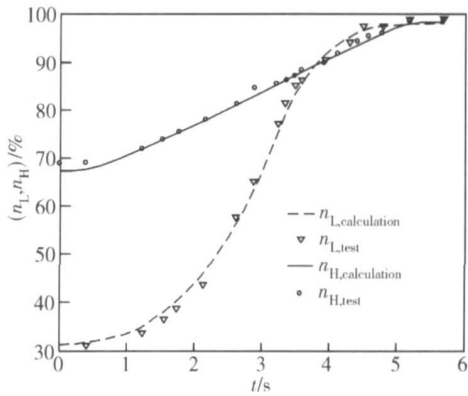


图 4 加速过程转速对比

Fig. 4 Comparison of rotation speed in acceleration

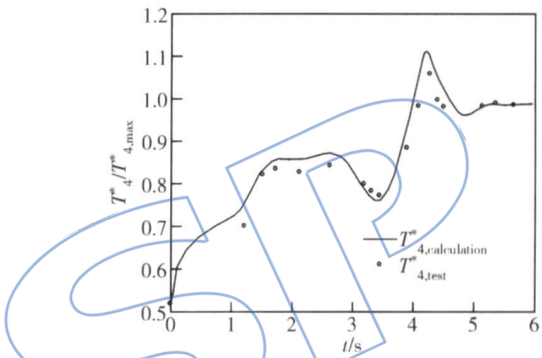


图 5 加速过程涡轮出口温度对比

Fig. 5 Comparison of turbine exit temperature in acceleration

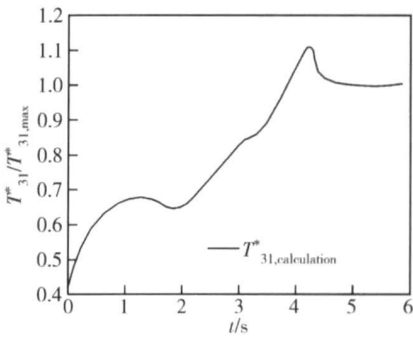


图 6 高压涡轮入口总温计算值

Fig. 6 H. P. Turbine entry total temperature

4 结 论

本文通过一种简化的燃气空间模型对发动机各部件进行了建模和仿真计算,并给出了详细的计算流程以及数学公式. 在编程过程中结合工程应用经验,对涡轮处采用一个局部的小循环迭代以减小涡轮内燃气空间计算的时间步长,提高计算精度. 用这种方法避免了大范围的循环迭代求解,大大提高了全状态数学模型的计算速度. 仿真

程序具有很高的计算精度, 稳态误差在 3% 之内, 过渡态过程与试验数据符合得很好. 目前该程序已经用于某型涡扇发动机数字电子控制器开发的半物理仿真试验.

参考文献:

[1] 杨蔚华, 孙健国. 发动机实时建模技术的新发展[J]. 航空动力学报, 1995, 10(4): 402-406.
YANG Weihua, SUN Jianguo. The up to date development of aeroengine real time modelling[J]. Journal of Aerospace Power, 1995, 10(4): 402-406.

[2] 黄家骅, 冯国泰. 航空发动机特性仿真技术的进展与展望[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 347-351.
HUANG Jiahua, FENG Guotai. Development and expectation of performance simulation in aviation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 347-351.

[3] 杨刚, 孙健国, 黄向华, 等. 一种不需要迭代的发动机辅助变量建模方法[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 289-294.
YANG Gang, SUN Jianguo, HUANG Xianghua, et al. A non iterative method of aeroengine modeling using complementary variables[J]. Journal of Aerospace Power,

2003, 18(2): 289-294.

[4] Chappell M A, Blevins E G. Advanced turbine engine simulation technique development and applications to testing[J]. AIAA-86-1731, 1986.

[5] Visser W P J, Broomhead M J, et al. GSP 10 user manual[Z]. [s. n] 2004.

[6] Sanghi V, Lakshmanan B K, Sundararajan V. Digital simulator for steady state performance prediction of military turbofan engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(1): 74-81.

[7] 曹志松, 于龙江, 朴英. 可扩展的推进系统仿真平台: 部分 I 工程模型构建[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 261-267.
CAO Zhisong, YU Longjiang, PIAO Ying. An extensible propulsion simulation platform: Part I Foundations of engineering model[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 261-267.

[8] 曹志松, 于龙江, 朴英. 可扩展的推进系统仿真平台: 部分 II 可扩展的框架结构[J]. 航空动力学报, 2007(22): 268-273.
CAO Zhisong, YU Longjiang, PIAO Ying. An extensible propulsion simulation platform: Part II-Extensible framework[J]. Journal of Aerospace Power, 22(2): 268-273.