

文章编号: 1000-8055(2005)01-0013-05

# 某型双轴加力涡扇发动机实时性能仿真模型

陈 敏, 唐海龙, 张 津

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

**摘要:** 对飞行模拟机用的多变量控制的双轴加力涡扇发动机实时性能仿真模型进行了研究。根据某型发动机的控制规律、各部件间的共同工作关系及大量的实验数据, 结合飞行模拟机的发动机模型的特点, 研究了数据拟合、表格插值、公式推导、正交设计等数学方法在发动机模型中的应用, 采用 C++ 语言, 在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, 模拟了发动机的工作状况。稳态模型误差小于 2%, 动态模型误差小于 5%, 完成一次计算任务时间小于 4 ms。

**关键词:** 航空、航天推进系统; 飞行模拟机; 航空发动机; 性能; 实时仿真; 数学模型

**中图分类号:** V 231

**文献标识码:** A

## Real-Time Performance Simulation of a Mixed-Flow Two-Spool Augmented Turbofan Engine

CHEN M in, TANG Hai-long, ZHANG Jing

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,  
Beijing 100083, China)

**Abstract:** Study of real-time performance simulation of a mixed-flow two-spool augmented turbofan engine used in a flight simulator was carried out. Based on the engine control law, component matching relationships and experimental data, taking into account features of flight simulator, the application of curve fitting, interpolation method, orthogonal design etc., to engine real time model was investigated. A real-time simulation model of a mixed-flow two-spool augmented turbofan engine was established with C++ language. The results show that the error of steady state performance is less than 2% and that of the transient performance is less than 5%, and every 4 ms or less the model can complete a performance calculation.

**Key words:** aerospace propulsion system; flight simulator; aircraft engine; performance; real-time simulation; mathematical model

航空发动机本身的复杂性以及航空发动机工作环境的不断变化(有时这种变化相当迅速)这两个特点, 决定了航空发动机数学模型的复杂性。

根据不同用途和原始数据的多少, 数学模型的内容和准确度也相互各异。常见的两种复杂程度发动机数学模型是:

**收稿日期:** 2004- 04- 21; **修订日期:** 2004- 07- 02

**作者简介:** 陈敏(1979- ), 男, 海南海口人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院博士生, 主要从事载运工具运用工程专业研究

### (1) 第 I 类数学模型

借助于表格或拟合关系式来描述发动机性能, 整个发动机作为一个“黑盒子”, 模型中不描述各部件的工作情况。

### (2) 第 II 类数学模型

发动机的每个部件作为一个“黑盒子”, 只给出各部件特性, 而不描述各部件内部详细工作情况。利用各部件共同工作条件确定发动机性能。

对于飞行训练模拟器这类实时系统的发动机模型, 它具有如下特点, 首先是逼真性。

其次, 整个系统中还有驾驶员(人)这一环节的参与, 构成了人-机实时系统。这是一个随机的环节, 驾驶员可以根据自己的意志和经验决定如何操纵发动机的工作状态, 因此要求数学模型还需具备处理随机变化参数的能力。

该发动机实时模型的第三个特点即它的实时性, 在飞行训练模拟器实时系统的整个仿真周期中, 分给发动机模型的仿真周期仅  $4\text{ ms}$ 。对于部件级的加力涡扇发动机性能实时仿真模型, 需要用迭代算法求解稳态或动态的共同工作点, 因此仿真周期较长, 大约  $25\text{ ms}$  左右<sup>[1, 7]</sup>。

由于仿真时间的限制, 国内外建模通常采用总体法。

总体法模型忽略了发动机内部的工作过程, 在实时性和工程化方面具有良好的可操作性, 该方法需要大量的试车数据以满足仿真精度要求, 但试车数据往往不能满足飞行模拟机所要求的飞行状态和参数范围。部件法模型可以模拟飞行模拟机所要求的大部分飞行状态和参数, 因此可为总体法模型提供充足的实验数据。

## 1 实时仿真模型的实现

### 1.1 建立实时仿真模型的方法

由于飞行模拟机要求模拟范围广, 所以建立其发动机的实时仿真模型所需数据很多。由于已知实验数据有限, 不能满足建模的需求, 因此, 需建立部件级的加力涡扇发动机非实时的详细性能仿真模型, 利用已有数据来校核和修正模型, 再用此模型来补充建立模拟机模型所缺数据<sup>[2]</sup>, 最后建立所需的实时仿真模型。

建模的基本方法是用相似参数来表示发动机的综合特性。例如, 发动机在稳定工作状态时, 推力  $F$ 、燃油流量  $q_{mf}$  和耗油率  $SFC$  随飞行高度、飞行  $Ma$  数、非标准大气温度、油门角度、战斗/训练状态指令和控制规律变化。由于难于直接建立  $F$ 、

$q_{mf}$  和  $SFC$  随这 7 种因素变化的准确关系式, 传统的方法是利用相似理论, 建立折合推力、折合耗油率、折合燃油流量  $q_{mfzh} (= q_{mf}/P_1/\sqrt{T_1})$  随  $N_{2zh}$  和  $Ma$  数的函数关系。建模时将利用经过校核的部件级加力涡扇发动机非实时详细性能仿真模型来生成全包线、全油门范围内  $F$ 、 $SFC$  和  $q_{mf}$  随 7 种因素变化的数据集, 再详细分析影响这些参数的主要因素。

### 1.2 稳态模型算法研究

稳态模型主要研究如何确定发动机的综合特性。模拟机用的发动机综合特性的确定常见方法有如下几种: 表格插值, 数据拟合, 公式计算。选择的根据是, 在保证运算时间的基础上, 尽可能的提高发动机稳态模型的精度, 并使算法简洁、明了, 具有良好的可读性和可维护性。

#### 1.2.1 表格插值算法

表格插值分一元表格插值和多元表格插值。表格插值的数据可移植性较好, 它可以作为用户的输入文件, 随着飞行数据即试车数据的增多可不断的完善, 而用户不必知道具体的编程细节。

通过研究某型发动机的控制规律、各部件间的共同工作关系及大量的实验数据, 当该发动机的喷管处于临界或超临界工作时, 发动机的高低压转子的共同工作线是一条线, 某些相似性能参数(低压转子折合转速、涡轮后折合温度、折合燃油流量、喷管出口压比等)仅是高压转子折合转速的单值函数, 所以当发动机在大状态工作, 只需使用一元表格插值。当该发动机的喷管处于亚临界工作时, 某些相似性能参数无法直接表示为高压转子折合转速的单值函数, 只能使用多元表格插值。计算结果表明, 对于全包线范围 154 个稳态计算点, 燃油流量的平均均方根误差 0.86%, 涡轮后温度的平均均方根误差 0.74%。

#### 1.2.2 数据拟合算法

数据拟合是总体法建模的另一有力工具。它的优点是: 表达简洁明了, 可读性好; 在实验数据比较充足的主要工作状态, 拟合效果较好。它的缺点是, 当关系曲线较陡时, 拟合误差较大; 可维护性差, 改动往往要牵扯到对整个程序的理解, 因此对用户的要求较高。在算法设计过程中, 灵活运用相似理论, 可以克服数据拟合的一些缺点。如图 1 (注: 下标“zh”代表折合参数, 以下同), 当高压转子折合转速  $N_{2zh}$  介于  $1.01 \sim 1.02$  之间, 折合参数

$q_{mfzh} = f(N_{2zh})$  关系曲线较陡, 拟合带来的误差较大, 不适宜直接拟合求  $q_{mfzh}$ 。根据该发动机各部件间的共同工作关系, 喷管超临界时, 喷管出口压比符合函数关系  $\pi_n = f_1(N_{2zh})$ , 折合燃油流量也符合函数关系  $q_{mfzh} = f_2(N_{2zh})$ , 那么  $\pi_n$  与  $q_{mfzh}$  也应存在如下的函数关系:  $q_{mfzh} = f_3(\pi_n)$ , 通过画图分析, 此关系曲线较好(如图 2), 通过拟合该曲线, 就能较好地求得  $q_{mfzh}$ 。

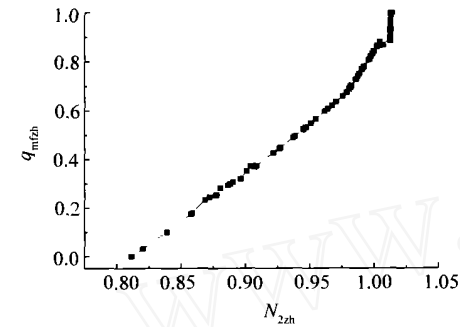


图 1  $q_{mfzh} = f(N_{2zh})$   
Fig 1  $q_{mfzh} = f(N_{2zh})$

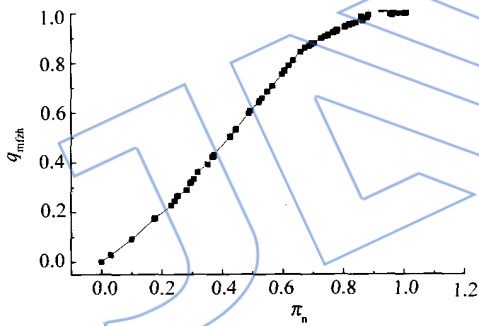


图 2  $q_{mfzh} = f(\pi_n)$   
Fig 2  $q_{mfzh} = f(\pi_n)$

1.2.3 公式推导的使用

公式推导对数据的依赖性较小, 可维护性好。当实验数据无规律可寻, 公式推导可以克服表格插值和数据拟合的不足; 另外, 如果实验数据缺乏, 在某些参数的计算只能引入公式推导。例如, 如图 3 所示: 在  $M_a = 1.9$  时, 只能得到低折合转速下的折合推力, 要全油门范围, 全飞行包线内模拟发动机的工作过程, 仅用数据拟合或表格插值已经不能满足要求, 引入计算公式来求解推力  $F$  是必要的。

尾喷口处于临界及超临界时的推力用总推力参数进行计算, 计算公式的推导如下:

$$V_0 = 20.1 \sqrt{T_0 M}$$

$$F = \{A_8 [P_8 f(\lambda_8) - P_0] V_0\} \tag{1}$$

式中:  $V_0$  为进口来流速度;  $T_0$  为进口气流静温;  $A_0$  为尾喷管喉道面积;  $P_8$  为尾喷管出口总压;  $P_0$  为进口气流静压。

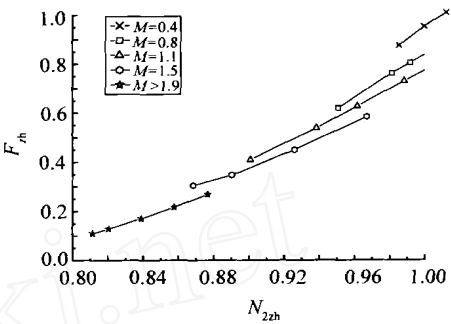


图 3  $F_{zh} = f(N_{2zh})$   
Fig 3  $F_{zh} = f(N_{2zh})$

推力的计算有两种方法。一种方法是, 先按定比热容计算, 即比热比  $K = 1.33$ , 再对推力进行修正。另外一种办法是, 在求解气动函数  $f(\lambda_8)$  时用平均变比热容法<sup>[8-10]</sup>, 公式如下:

$$\left. \begin{aligned} f &= G_1(\eta, H_u, T_3, T_{65}, T_{8a}) \\ C_p &= G_2(T_{8a}, f) \\ R &= G_3(f) \\ K &= G_4(C_p, R) \\ f(\lambda_8) &= G_5(K) \end{aligned} \right\} \tag{2}$$

式中:  $f$  为油气比;  $\eta$  为燃烧效率;  $H_u$  为燃油热值;  $T_3$  为主燃烧室进口总温;  $T_{65}$  为加力燃烧室进口总温;  $T_{8a}$  为喷管出口总温;  $C_p$  为定压比热容;  $R$  为气体状态参数。

计算结果表明, 采用平均比热容法计算的推力均方根误差 1.42%, 定比热容法均方根误差 2.37%。

1.3 动态模型算法研究

发动机的过渡工作状态包括起动、停车、加减速、接通加力、断开加力等过程。过渡工作过程的参数变化与稳态过程参数变化有着本质的区别。以加速过程为例, 应考虑到在任意飞行条件、任意油门起止位置下进行加速的可能性以及飞行员可以任意推油门的随机性。建立加速模型时, 首先确定  $N_2$  的模型, 然后将其他参数的变化作为  $N_2$  的函数关系。  $N_2$  模型的建立常见的算法是:

$$N_2 = N_2 + \Delta t dN_2/dt$$

$N_2$  为下一时间步长的  $N_2$ ;  $N_2$  为当前时间步长的

$N_2$ ;  $dN_2/dt$ ;  $N_2$  随时间的变化率。这种算法的局限性在于: 要想过渡态过程的  $N_2$  足够准确,  $dN_2/dt$  模型应足够的详细, 应考虑不同的飞行条件、油门起止位置、推油门的速度的影响, 而且, 随着发动机改型, 性能退化, 控油规律的变化等因素的影响,  $dN_2/dt$  也要随之变化, 算法的移植性不好。

1.3.1  $N_2$  模型的改进

$N_2$  模型的改进算法是以  $N_2$  的起止稳态数据为基础, 并以相对变化关系来模拟  $N_2$  的变化。  $N_2$  模型分成两部分: 相对变化关系模型和时间模型, 这样分离的好处在于, 发动机改型, 性能退化, 供油规律的变化等因素的影响并不改变相对变化关系模型, 而时间模型主要是由时间修正系数组成, 可以作为用户输入的修正系数, 方便用户的改变, 维护性较好。

1.3.2 时间模型的设计

决定  $N_2$  加速时间的因素包括飞行高度、飞行  $Ma$  数、移动油门的速度和角度范围(加速时间以油门杆开始动作为起点, 达到稳态转速的 98% 为终点)。时间模型由这 4 个因素决定的修正系数

$a_1, a_2, a_3, a_4$  组成。即:  $\Delta t = a_1 a_2 a_3 a_4 t_b$  ( $\Delta t$  为实际的加减速时间;  $t_b$  为基准加速时间, 取 7 s)。这 4 个因素如何影响加速时间, 为了抓住主要因素, 简化模型, 引入数理统计中的正交设计试验<sup>[2]</sup>, 研究表明, 如表 1。

在表中,  $j$  表示不同影响因素;  $I_j$  表示在第一种水平条件下得到的实验数据相加,  $II_j$  表示在第二种水平下得到的实验数据相加,  $III_j$  表示在第三种水平条件下得到的实验数据相加。  $R_j$  表示“  $I_j, II_j, III_j$  ”三者中的最大值减去“  $I_j, II_j, III_j$  ”三者中的最小值, 即:

$$R_j = \text{Max}(I_j, II_j, III_j) - \text{Min}(I_j, II_j, III_j)$$

对加速时间影响最大的是油门杆变化范围, 其次是油门杆移动速率及飞行高度, 影响最小的是飞行  $Ma$  数。油门杆变化范围的修正系数  $a_1$  模型应详细些, 影响次之的油门杆移动速率修正系数  $a_2$  及飞行高度修正系数  $a_3$  模型可简单些, 飞行  $Ma$  数的修正系数  $a_4$  用更简单的模型或可以忽略, 这样设计的时间模型简洁, 但能反映发动机的实际工作情况。

表 1 加速时间影响因素分析  
Table1 Acceleration time analysis

| 影响因素 | $H/km$ | $Ma$ | 油门杆变化范围/(°) | 油门杆移动速率/(%/s) | 加速时间/s |
|------|--------|------|-------------|---------------|--------|
| 1    | 5      | 0.5  | 25          | 7             | 1.5    |
| 2    | 5      | 1.8  | 40          | 35            | 1.75   |
| 3    | 5      | 1.0  | 50          | 56            | 3      |
| 4    | 10     | 0.5  | 40          | 56            | 3      |
| 5    | 10     | 1.8  | 50          | 7             | 4.25   |
| 6    | 10     | 1.0  | 25          | 35            | 1.5    |
| 7    | 12     | 0.5  | 50          | 35            | 3      |
| 8    | 12     | 1.8  | 25          | 56            | 2      |
| 9    | 12     | 1.0  | 40          | 7             | 3.75   |

|         | 不同高度<br>对加速时<br>间的影响 | 不同马赫数<br>对加速时<br>间的影响 | 不同的油门<br>杆范围对加<br>速时间的影响 | 不同的油门杆移<br>动速度对加速时<br>间的影响 | 所有的<br>加速时<br>间总和 |
|---------|----------------------|-----------------------|--------------------------|----------------------------|-------------------|
| $I_j$   | 6.25                 | 7.5                   | 5                        | 9.5                        | $t = 23.75$       |
| $II_j$  | 8.75                 | 8                     | 8.5                      | 6.25                       |                   |
| $III_j$ | 8.75                 | 8.25                  | 10.25                    | 8                          |                   |
| $R_j$   | 2.5                  | 0.75                  | 5.25                     | 3.25                       |                   |

2 计算结果

在对稳态模型和动态模型算法研究的基础上,用C++语言为某飞行模拟机建立了发动机性能仿真程序。

表 2 稳态模型均方根误差

Table 2 Square deviation of the steady model

| 均方根误差 | $q_{mf}/\%$ | $SFC/\%$ | $F/\%$ |
|-------|-------------|----------|--------|
| 中间状态  | 0.92        | 0.83     | 1.20   |
| 小加力   | 0.92        | 0.93     | 1.05   |
| 部分加力  | 1.03        | 1.11     | 0.80   |
| 全加力   | 0.53        | 0.84     | 0.80   |
| 节流    | 0.80        | 1.00     | 1.50   |

表 2 列出了在全包线范围 486 个稳态数据点主要性能参数的均方根误差(与部件级详细模型比较)。

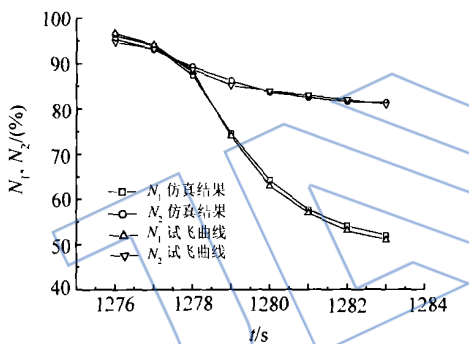


图 4 空中减速过程转速对比

Fig 4 Simulation of rotor speeds compared w ith the test during the deceleration in the air

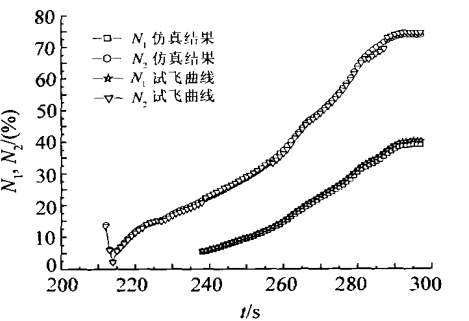


图 5 地面减速过程转速对比

Fig 5 Simulation of rotor speeds compared w ith the test during the ground start

过渡态过程实时仿真模型和实际试飞曲线的部分结果对比如下:图 4 和图 5 为地面加速,空中减速过程低压转速 $N_1$ , 高压转速 $N_2$  计算结果的对比。

3 结 论

通过整理分析发动机实验数据及部件级详细模型提供的计算结果,利用总体法,在全飞行包线、全油门范围内模拟了不同高度和马赫数、大气温度、油门角度等条件下的发动机稳态性能和过渡态性能;综合运用数据拟合、表格插值、公式推导等数学方法,满足了实时性的要求(完成一次计算任务时间小于 4 m s),获得了应有的计算精度,在过渡态模型中的时间模型设计中引入了正交设计,抓住了影响加速时间的主要因素,使模拟结果能更准确地反映发动机的实际工作情况。

参考文献

[1] 陈大光,张津. 飞机-发动机性能匹配与优化[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1990

[2] 韩于羹. 应用数理统计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.

[3] 丛靖梅,唐海龙,张津. 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[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 65~ 68

CONG Jingmei, TANG Hai-long, ZHANG Jing. A Study of Object-Oriented detailed Nonlinear Real-Time Performance Simulation for a Mixed-Flow Two-Spool Turbofan Engine with Afterburner [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 65~ 68

[4] Carl J Daniele, Susan M Krosel, John R Szuch, Edward J Westerkamp. Digital Computer Program for Generating Dynamic Turbofan Engine Models[R]. (DIGTEM), NASA - TM - 83446, Sep., 1983

[5] John K Lytle. The Numerical Propulsion System Simulation [A]. An Advanced Engine Analysis Tool for Airbreathing Engine[C]. ISABE- 2001- 1216

[6] Szuch J R. Advancements in Real-Time Engine Simulation Technology[R]. AIAA - 82- 1075

[7] John R Szuch, Kunt Selder. Real-Time Simulation of F100-PW-100 Turbofan Engine Using the Hybrid Computer[R]. NASA TM X- 3106, 1974

[8] 朱行健,王雪瑜. 燃气轮机工作原理及性能[M]. 北京: 科学出版社, 1992

[9] 廉小纯,吴虎. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000

[10] 三院校合编. 气体动力学基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980