

文章编号:1000-8055(2009)03-0602-06

可视化航空发动机性能仿真模型

王 波,唐海龙,仲如浩,陈 敏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院,北京 100191)

摘 要:介绍了一种图形化的发动机总体性能仿真模型.该模型可以通过模块化的图形方式,由用户选择发动机部件,自由灵活地组装任意合理结构形式的航空发动机,方便地进行航空发动机稳态与过渡态性能的计算.对该仿真模型的编程思想和编程方法做了具体介绍,并通过对具体发动机进行试计算证明通用模型计算逻辑的正确性以及可视化图形界面的实用性.

关 键 词:航空发动机;仿真模型;可视化模型

中图分类号:V231; TP39

文献标识码:A

Visualize frame work for aero-engine performance simulation

WANG Bo, TANG Hai-long, ZHONG Ru-hao, CHEN Min

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A graphical framework, which is object-oriented, visualized and expanded in Microsoft Windows environment, was introduced in this paper. In this framework program, the user could click engine components graphically shown in the component library, and drag them to the working space to form any kind of aircraft engine intended for simulation. The present framework covers steady and transient state performance calculation functions. The performance calculation of some sample aircraft engines confirms the correctness of the logic in this program and the practicability of the graphical user interface.

Key words: aero-engine; performance simulation; visualize model

航空发动机性能计算模型在航空发动机研制过程中自始至终都起到相当关键的作用,可以在方案设计、参数选择、预先研制、试车调整以及使用维护等多方面带来提高设计精度、缩短研制周期、节约经费等优点.

为了便于用户掌握,使仿真模型在尽可能多的环节发挥更大的作用,在 C 语言的开发平台上,本文以参考文献[1-2]所发布的航空发动机基本类库为基础,开发了一个可视化的航空发动机性能计算平台.该平台具备图形化的用户界面,用户可以利用模块库中所提供的标准的发动机部件模块构建自己想进行计算的任意类型的发动机,

进行航空发动机稳态与过渡态的性能计算,不需要进行任何代码化的编程工作,具有使用简单、通用性强等优点.另外,对于不同的发动机部件模型,只要增加相应的部件类,就可以方便地对仿真模型进行修改,具有很高的扩展性与实用性.

1 发动机数学模型结构

1.1 发动机的图形化组装

计算模型的界面如图 1 所示.用户根据需要,点击部件库中所提供的发动机部件,在工作区中单击,就会生成相应的发动机部件.每个部件都包括一定的端口,包括主气流端口、引气端口以及机

收稿日期:2008-03-04; 修订日期:2008-11-04

作者简介:王波(1982-),男,北京人,硕士,主要从事航空发动机数值建模的研究.

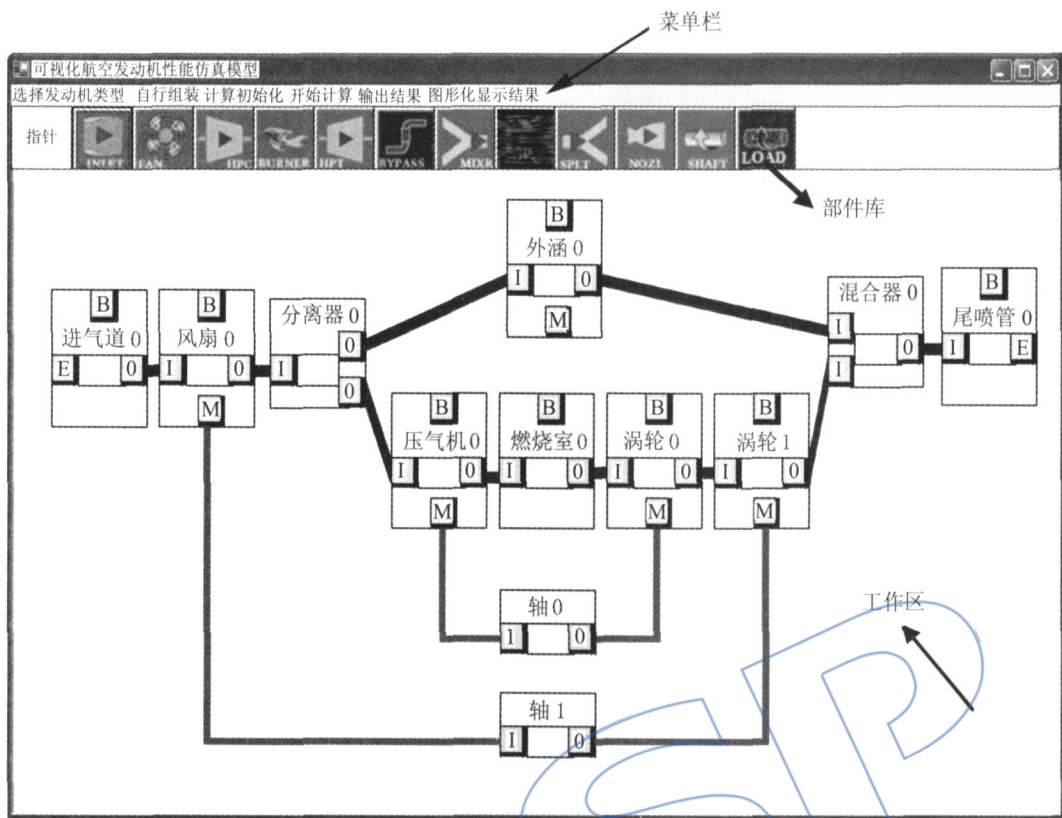


图 1 图形化用户界面

Fig. 1 Graphic user interface

械端口,通过对端口的点击操作就可以将部件连接起来,形成了需要进行计算的完整发动机.用户可以按照上述方法进行搭积木式的组装,进行新类型发动机的建模工作.

这种图形化的操作界面使得用户不用编制一条程序,就可以方便地实现任意用户想研究的类型的发动机建模工作,大大提高了发动机性能仿真模型的可用性.

1.2 组装结构的合理性判断

本模型对于发动结构合理的约束包括以下 4 点:①各气流入口有气流流入;②各气流出口有气流流出;③各转动部件的轴端口是否与机械轴端口相连;④轴的一端连接做功部件(涡轮),另一端连接耗功部件(风扇或压气机).

本模型对于通过合理性判断的任意发动机构型都可以进行性能计算.如果合理,计算模型将通过一个结构信息类 CComponentinfo 记录发动机的结构信息,用于确定发动机流路计算顺序.

1.3 计算顺序的确定

在用户组装前,模型对要计算的发动机类型是不知悉的,因此就要求计算模型用同一段发动机流路代码响应任意构型发动机.计算之前,要对

任意构型的发动机的计算顺序进行确定.只有一个流路的发动机,不存在气流的分支,发动机的计算顺序就是从前到后,根据用户组装时记录的信息可以确定流路顺序.对于气路有分流与合流的发动机,采用如下逻辑确定复杂结构发动机各部件的计算顺序:

- 1) 从进气道开始往后进行计算.
 - 2) 遇到分离器时,判断其两个分支,对未进行计算的分支进行计算.
 - 3) 遇到混合器时,判断前面两个部件是否都已进行计算,如果是就计算;如果前面有一个部件 A 尚未进行计算,从 A 部件往前寻找进行计算,但还未计算的部件 B 并对 B 进行计算,再沿着 B 部件计算,直至算完 A 部件与混合器,再向后计算.
 - 4) 算到尾喷管时,判断是否所有部件都已经计算完毕,如果未完成,沿各个分离器的分支进行排查,如果某分支未进行计算,执行该分支的计算.
- 通过以上的计算逻辑就可以获得发动机的结构顺序,生成一个包含用户组装的发动机的所有部件名称的有序字符串数组,在发动机流路计算中返回相应的发动机部件类对象进行计算,实现对任意构型的发动机采用同一段代码进行计算的

能力.

2 任意构型发动机设计点计算

2.1 设计参数的列举

自由组装的发动机由于事先并不知悉其包含的部件内容,也就无法像专用模型那样对其进行计算前的集中赋值.本模型通过在结构和理性判断中发动机结构信息类中所保留的发动机部件列表,对所保存的各个发动机部件循环加载设计参数,再加上设计点飞行条件,就得到了所有设计参数.

2.2 利用动态绑定的发动机流路计算逻辑的设计

面向对象的最重要特性之一就是多态性,多态性是通过动态绑定实现的.对于基类 Component,其中包含了一个虚函数 Run() 接口,在派生类如进气道 Inlet、风扇 Fan、压气机 HPCompressor 等中重载了虚函数.当派生类的一个实例对父类对象进行赋值以后,父类对象对虚函数的调用就通过动态绑定调用了派生类中重载的过程.也就是下面的 Object.Run() 相当于 Fan.Run().

```
Component Object;
```

```
Object = new Fan();
```

```
Object.Run();
```

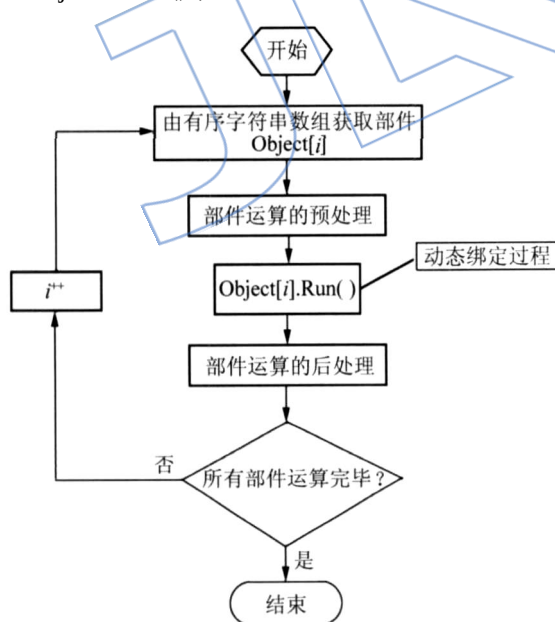


图2 运用动态绑定的发动机流路计算逻辑简图

Fig.2 Engine gas path calculation flow chart with DLL

发动机流路中包含对部件的一些操作,例如,程序中压缩部件计算完毕后,要通过结构信息找到与之连接的轴,进行相关计算;在涡轮计算的前后,都要进行相关的初始化运算并且要确保引气

连接的正确,这称为对部件进行运算的预处理以及后处理,如图2所示.通过对相关部件机型正确的处理,就可以进行发动机的设计点计算.在特定部件计算完毕之后,必要的处理工作将会进行;在某个部件计算之前,相关的操作将会进行完毕.

3 任意构型发动机非设计点计算

3.1 控制规律的给定

对于确定结构的发动机,其试取向量是确定的.而对于不确定结构的发动机仿真模型来说,控制变量和试取变量都是不确定的.

本计算模型采用了一种自动计算得出试取向量的方法.根据发动机结构信息类中所记录的发动机部件列表,对每一个部件进行分析,确定每个部件所可能的试取变量,称为待选择控制变量.如风扇及压气机的待选择控制变量包括转速和辅助线位置,燃烧室的待选择控制变量包括出口总温或燃油流量,尾喷管的待选择控制变量包括出口面积,等等.计算模型可以自动确定本发动机的平衡方程个数 B 以及待选择控制变量总个数 A ,待选择控制变量的个数与平衡方程个数之差 $(A-B)$ 即为控制变量个数 X ,计算模型会提示用户在 A 个待选择控制变量之中选择 X 个作为控制变量并输入相应的控制规律值.

在本计算模型中,可以提供的发动机控制规律包括:可对各转子的物理转速/折合转速、涡轮前温度、发动机压比、风扇压比、涡轮落压比和压气机总增压比进行控制.

3.2 猜值逻辑与控制规律的配合

控制变量获取之后,计算模型会在设计点计算之后自动记录试取变量作为猜测值.在流路计算过程中,程序会在猜值过程中对试取变量做相应修正,使迭代计算更好地收敛.

通过分析发现,在发动机流路计算过程中猜测值一般均为转子转速、燃烧室出口总温或燃油流量以及尾喷管出口面积.据此,本模型确定了一种通用的发动机流路的猜值逻辑(图3).在对部件进行计算前对部件进行分析判断,对未控制的转子转速,根据情况采用相应算法进行猜测,对未指定出口温度或燃油流量的燃烧室,根据相应算法进行猜测,如此保证发动机流路计算的顺利进行.

为了使猜测值部分的算法可以比较方便地进行扩充,本模型的猜值模块为外挂的动态连接库

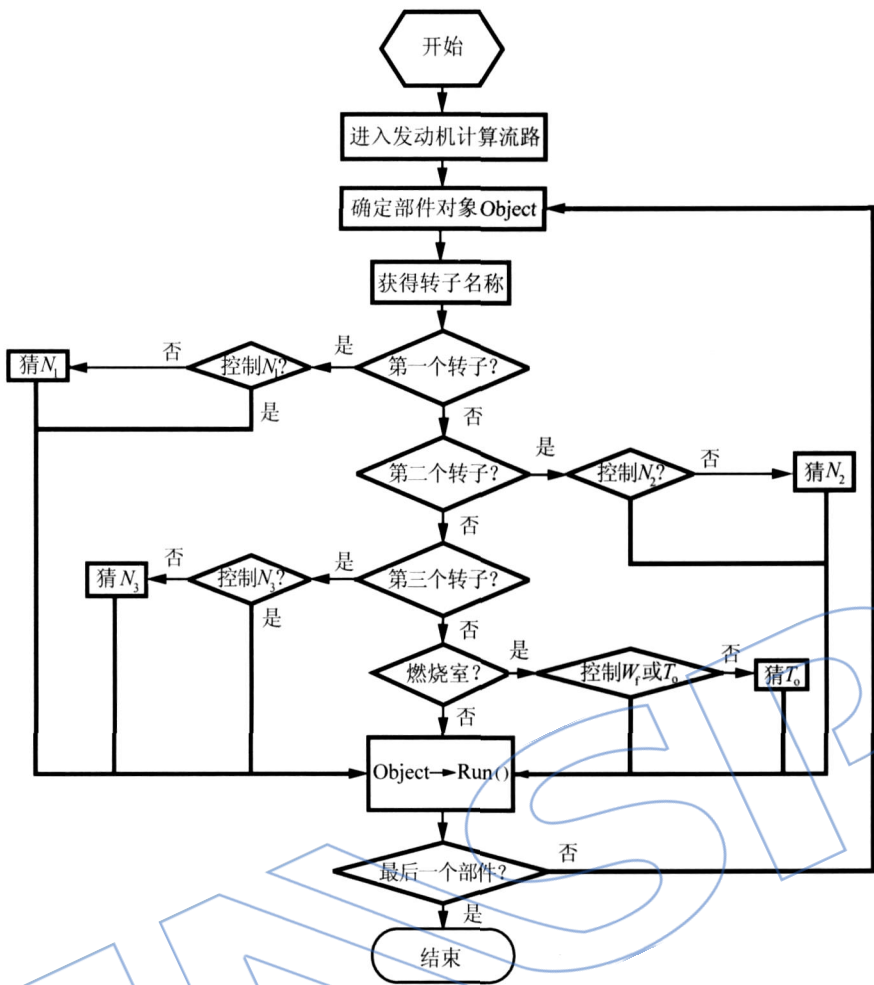


图 3 发动机流路计算中的猜值逻辑

Fig. 3 Value guess flow chart of the engine path calculation

形式,这样不但可以使程序的编制方便可靠、明确清晰,而且可以通过经验的积累对猜值模块库做相应的修正与扩充,帮助计算迭代更好地收敛,提高仿真模型对特定型号发动机的适应性.

3.3 共同工作点的确定

发动机共同工作点的确定实际上就是求解一个非线性方程组. 方程组的维数与猜测值个数相同. 要求解这个非线性方程组,就要求有相同个数的检查方程. 检查方程的类型分为流量平衡、功率平衡和静压平衡. 流量平衡对应的部件为涡轮、某些压气机和尾喷管,功率平衡对应的部件为轴,静压平衡对应的部件为混合器. 在加载部件设计参数的同时,程序记录平衡方程个数,另外根据发动机结构在流路计算中修正平衡方程个数,从而确定任意构型发动机的平衡方程的总个数,从而确定非线性方程组的维数,然后利用 Newton-Raphson 方法进行迭代求解非线性方程得到共同工作点.

在确定控制规律的过程中,如果用户选择了控制发动机压比 (EPR)、风扇压比 (FPR)、总增压比 (OPR) 或涡轮落压比 (TPR),计算模型就会在内层迭代(工作点计算)的基础上进行外层迭代,通过修正喷口面积(喷口可调时)或转子转速(喷口不可调时)实现用户指定的压比控制值对发动机实现精确控制.

3.4 部件特性输入

本模型各部件采用通用的部件特性,以数据文件的形式存于计算模型所在的当前目录的数据文件夹里. 在进行发动机的非设计点计算时,首先利用设计点参数对部件特性进行耦合,耦合方法与专用模型方法保持一致,这里不再赘述. 如果要求较高的计算精度,各部件特性可用所研究对象的真实部件试验特性进行替换,只要保证特性的输入格式与缺省的数据文件保持一致即可.

3.5 稳态特性计算实例

利用本可视化通用仿真模型可方便地建立如

图1中所示的某小涵道比双轴加力涡扇发动机模型并对其速度特性进行计算,给定与双轴混排加力涡扇发动机专用模型一致的控制规律下,计算结果如图4所示.采用的控制规律见式(1)~(3),式中, T_1 为发动机进口总温, N_2 为发动机相对物理转速, N_{2cor} 为发动机折合转速, A_8 为发动机喷管喉道面积, A_{8ds} 为发动机设计点喷管喉道面积.

$$T_1 < 288 \text{ K}, N_{2cor} = 100 \quad (1)$$

$$T_1 > 288 \text{ K}, N_2 = 100 \quad (2)$$

$$A_8 = A_{8ds} \quad (3)$$

同理,利用本可视化模型对三转子涡轮风扇发动机进行速度特性计算,结果如图5所示.

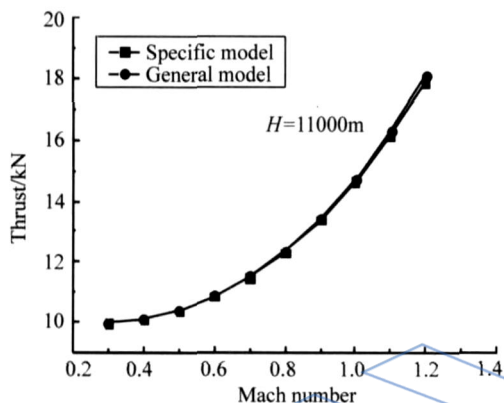


图4 某小涵道比发动机推力特性

Fig. 4 Low bypass two spool turbofan engine performance prediction with the variation of mach number

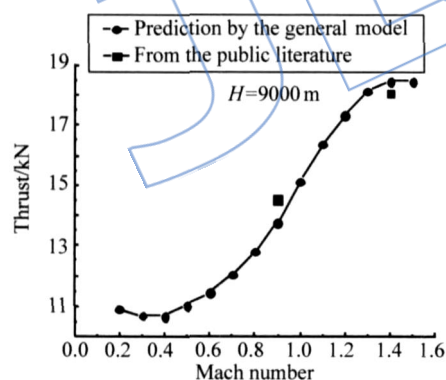


图5 某三转子发动机推力特性

Fig. 5 Three spool turbofan engine thrust prediction with the variation of mach number

通过以上实例对比可以看出,通用模型与专用模型的计算结果趋势一致,误差很小(图4);模型可对实际型号发动机的性能进行仿真,仿真误差较小(图5),结果可信度较高.此外,还对涡轴发动机、涡喷发动机算例进行了校核,设计点的推力和耗油率误差均在1%以内,因此可证明本模型对任意构型发动机进行计算的通用计算逻辑的

正确性以及可视化图形用户界面的实用性.

4 过渡态计算

4.1 过渡态的数学模型和控制规律分析

航空燃气涡轮发动机中,除了加力燃烧室外,各部件容积较小,气动过程参数变化比转速变化快得多,因此这些部件的储热、储质效应可以忽略.可以近似地认为,任何时刻各界面流量仍然相等,除加力燃烧室以外的各部件均处于瞬时稳定工作状态,这便是准定常假设.

在准定常假设下,各部件的稳态特性和流量连续方程仍然适用.因此,在动态下,除涡轮输出功率与压气机需用功率不再相等,要用转子运动微分方程取代外,其它方程均可用稳态特性计算方程.转子运动方程为

$$P_T \cdot \eta_m - \frac{P_C}{\eta_c} = J \cdot \omega \cdot \frac{d\omega}{dt} = \frac{\pi}{30}^2 \cdot J \cdot n \cdot \frac{dn}{dt}$$

式中 P_T 为涡轮功; P_C 为压气机(风扇)耗功; J 为转子惯性矩; η_m 为机械效率; η_c 为压气机效率; ω 和 n 分别为转子角速度和转速(单位: r/min).

动态计算的起始点为任意一个稳态点,该稳态点由高度、马赫数以及油门杆角度给定,控制规律为控制 N_2 和 A_8 ; 用稳态模型计算起始点结束后,转入动态计算,控制规律转为控制 W_f 和 A_8 .

4.2 控制器模型逻辑和功能

起始点和过渡态状态点的控制变量均由控制器计算得到,某双轴发动机控制器的输入输出如图6所示.图中, H : 飞行高度; Ma : 飞行马赫数;

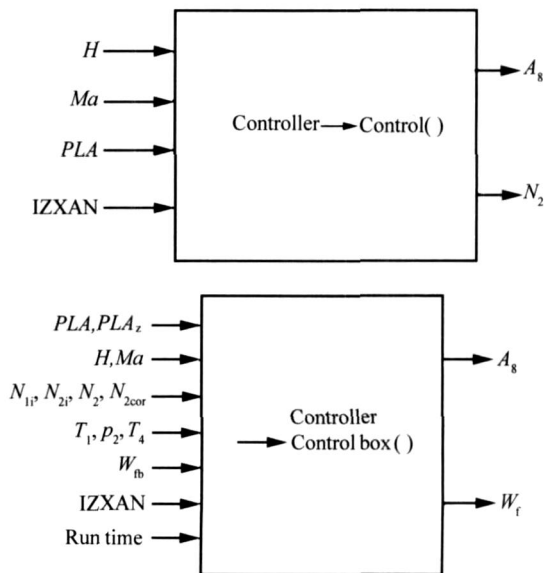


图6 控制器模型示意图

Fig. 6 Engine control model layout

PLA :油门杆角度; $IZXAN$:作战/训练标志; A_8 , 喷管喉道面积; N_2 ,高压转速; PLA_z :油门杆收拉结束时对应的角度; N_{ti} :上一计算步长对应的低压转子转速; N_{2i} :上一计算步长对应的高压转子转速; p_2 :高压压气机进口气流压力; N_{2cor} 高压折合转速; W_{fb} :燃油流量修正系数。 $Run\ Time$:过渡态工作时间。

其中 $Control()$ 函数计算起始点的控制变量值尾喷管喉道面积 A_8 和高压转子转速 N_2 ; $Controlbox()$ 函数计算过渡态点的控制变量值主燃烧室燃油流量 W_f 和 A_8 。控制器控制变量值通过与控制规律及限制条件进行比较修正后得到。用户可通过修改外部文件来改变控制规律和限制值以适合不同发动机对象(包括三转子发动机)。可视化模型可以对用户给定的插值规律、限制条件以及在该种条件下的计算结果以图形的方式显示出来,方便用户的使用。图 7 给出了利用该模型对某三轴涡扇发动机过渡态性能进行计算的结果。

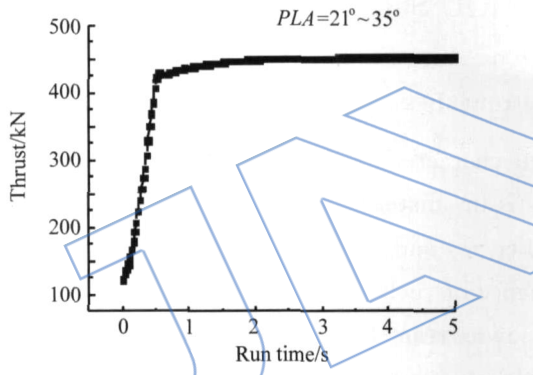


图 7 三轴混排涡扇发动机的过渡态特性

Fig. 7 Transient performance prediction of the three spool mixed exhaust turbofan engine ($PLA = 21^{\circ} \sim 35^{\circ}$)

5 结 论

本文建立了一种可视化的航空发动机性能仿真模型,该模型可以通过图形化的方式建立任意构型的发动机的性能计算模型,用户可对模型进行设计参数、控制规律和猜值公式进行灵活的给定,计算各种条件下任意构型发动机的稳态性能。模型通过一个可外部给定控制规律和限制条件的控制器实现了对常见类型发动机过渡态性能进行模拟的功能。通过对多种类型发动机的稳态和过渡态性能的计算对比,表明了该可视化模型逻辑正确、结果合理。

参考文献:

- [1] 唐海龙,张津.面向对象的航空发动机性能仿真程序设计方法研究[J].航空动力学报,1999,14(4):421-424.
TANG Hailong,ZHANG Jin. Design method for the object oriented aeroengine performance simulation program [J]. Journal of Aerospace Power,1999,14(4):421-424. (in Chinese)
- [2] 仲如浩,唐海龙.一种发动机性能仿真通用模型的建模方法研究[C]//推进系统气体热力学专业第十届学术会议论文集.太原:中国航空学会动力分会,2005:130-136.
ZHONG Ruhao, TANG Hailong. Modeling method for the general aeroengine performance simulation[C]// The 10th Academic communication Proceedings of the Propulsion System Gas Thermal Dynamic Specialty. Taiyuan: Chinese Society of Aerospace Power, 2005: 130-136. (in Chinese)