

基于 T-MATS 的涡扇发动机可视化建模方法研究

杨 江, 缙林峰, 刘志丹

(西北工业大学 西安 710129)

(联系电话 18821775923

E-mail 18821775923@163.com)

摘要: 建立一个准确高效的涡扇发动机模型是航空发动机控制领域中的关键问题。针对目前建模方法通用性受限、时效性差、模型与控制系统集成困难的问题,本文根据高内聚、低耦合的模块化设计准则,基于 T-MATS 采用部件法建立某型涡扇发动机数学模型。该模型是遵循模块化原则的多循环可视化整机模型,可由稳态模型转化为动态模型。模块化的建模方式使模型更加通用灵活,仿真结果表明模型具有计算结果精确,设计过程快捷,与控制器集成高效的优点。

关键词: 航空发动机; T-MATS; 部件法建模; 控制系统集成; 可视化

1 引言

航空发动机被誉为工业皇冠上的明珠,其所具有的长周期、高技术、复杂系统等特点,使其研制过程中风险众多^[1]。使用航空发动机模型进行仿真计算能够缩短其研制周期、节约研制成本、减小试车危险,在其设计、性能分析、健康管理以及控制系统研制中都可以发挥巨大作用。因此,如何建立一个准确高效的航空发动机模型就成为航空发动机研发领域中的一个关键问题^[2]。

为了建立性能优良的仿真模型,国外专家进行了大量研究。美国 NASA 格林研究中心致力于利用数字推进系统仿真(NPSS)和 C-MAPSS 建立仿真模型。NPSS 为发动机建模提供了一个基于代码界面的平台,计算结果精确,但是由于 NPSS 模型复杂,所以将 NPSS 模型与控制系统模型集成将耗费大量时间;而尽管 C-MAPSS 不需要跨平台集成控制器,但是定制发动机模型却很困难^[3]。在发动机仿真技术方面,国内仍然缺乏高效灵活的发动机建模方法,也因此在一定程度上制约了航空发动机的发展。T-MATS 是一种基于 MATLAB/Simulink 的开源工具箱,其中包含通用发动机组件模型库、数值求解器和控制器模块,可用于创建发动机模型和控制系统。

为了解决以上问题,本文设计了一种基于 T-MATS 的航空发动机可视化建模方法。用户可以使用 T-MATS 中模块化的发动机部件模型构建可视化的发动机整机模型,使建模过程变得高效快捷;基于同一平台创建发动机模型和控制系统消除了跨平台集成问题并实现最大的灵活性。仿真结果表明 T-MATS 可以建立准确高效、通用灵活的发动机模型。

2 系统架构

根据高内聚、低耦合的模块化设计准则,将平台架构分成较为独立的四层结构。用户可以根据不同的仿真目标进行针对性的修改、优化或者扩展。平台总体架构及各层功能模块如图 1 所示:

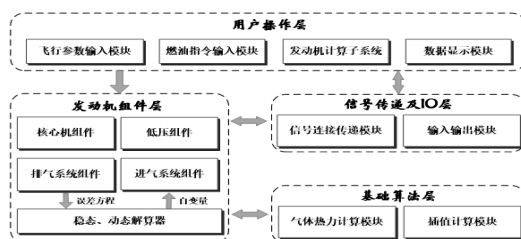


图 1 系统总体框架图

2.1 用户操作层

用户操作层是整个仿真平台的顶层，用户可以根据仿真目标在对应模块给定当前发动机飞行参数和燃油指令；发动机计算子系统包含所要仿真发动机的部件模型和对应的解算器，仿真开始时该模块接收来自飞行参数模块和燃油指令输入模块的输入信号，并且用户可以在此模块下设置模型运行时所需的任何仿真数据；发动机计算子系统对输入信号进行处理，再通过信号传递及 IO 层传递至数据显示模块，设计人员可以通过数据显示模块直观的观察程序运行结果，提高仿真分析效率。

2.2 发动机组件层

发动机组件层包含创建涡轮发动机的所有通用模块，按类将其分为四组：核心机组件（高压压气机、燃烧室、高压涡轮模块），低压组件（低压压气机、低压涡轮模块），进气系统组件（外界条件、进气道、风扇、分流器模块），排气系统组件（外涵道、混合室、喷管模块）。基于这四组组件和稳态、动态解算器模块可建立涡喷、涡扇等类型的稳、动态数学模型。

2.3 信号传递及 IO 层

信号传递及 IO 层的主要功能是连接各层、各模块，实现不同层、模块间的数据交互。系统在此模块特别引入 Goto 模块和 From 模块代替模型层次间的信号线，以减少模块之间连接线的数量，这样可以使仿真界面整齐有序，增加了模块的灵活性和程序的可读性。

2.4 基础算法层

基础算法层的主要功能是支持发动机组件层的计算，该层包含气体热力计算模块和插值计算模块。在发动机部件模块计算时，需要计算某截面气体热力参数性质时会调用相应的气体热力计算函数模块；在压气机、涡轮等部件的特性图需要插值运算时，可调用插值计算函数模块，利用当前工况插值获取部件特性值。

3 模型计算框架

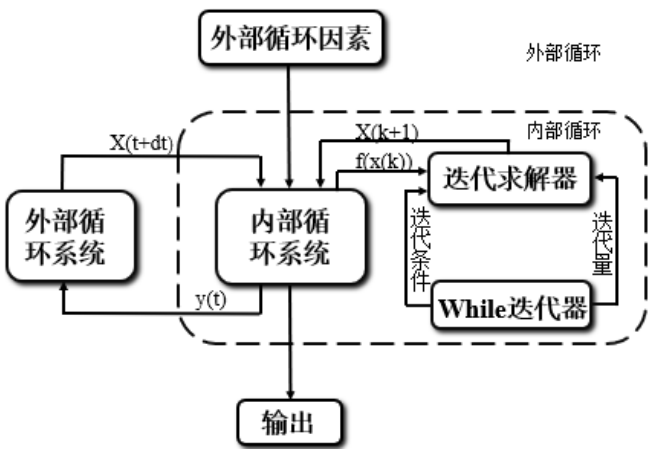


图 2 模型计算架构图

T-MAT S 模型的多循环体结构如图 2 所示，其中包含随时间 t 迭代的外部循环，和用以解决离散迭代中内部变量误差 k 的内部循环。外部循环内的组件用于在时域内集成系统，可以随时间 t 变化，也可以不随时间 t 变化。其中外部循环因素将高度、马赫数等环境条件，以及油门杆角度等系统命令反馈给内部循环系统。控制器、转子动力学因素和其他与时间相关的部分位于外部循环系统中，该系统使用来自内部循环系统的反馈 $y(t)$ 来生成对内部循环系统的输入 $X(t + dt)$ 。当需要创建稳态模拟时，可

以删除外部循环部分，因为此时的模拟不依赖于时间。内部循环系统中包含了压气机、涡轮、喷管等航空发动机部件。各个部件的误差方程 $f(x(k))$ 从内部循环系统传递到迭代求解器。随后迭代求解器通过改变内部循环系统的影响因素 $X(k+1)$ 去调整系统依赖性。在典型的燃气轮机模拟过程中，依赖性通常采用组件流动误差的形式来表示，而独立变量通常是指输入质量流量、压气机 $R-line$ 、和涡轮落压比 PR [4]。在每一步的迭代过程中，迭代求解器与 While 迭代器串联工作，当迭代结果满足收敛条件时迭代过程结束。

3.1 T-MATS 组件开发理论

3.1.1 环境组件

环境组件主要功能是计算当前飞行工况的气流总参数，该模块根据当前飞行高度 (Alt)、静温修正值 (dT) 和飞行马赫数 (Ma) 来求解此时气流的静、总参数。其中静压 (P_s) 和静温 (T_s) 由基于高度 (Alt) 的经验公式确定，总压 (P_t) 和总温 (T_t) 采用基于定比热 (γ) 比假设公式 [5] (1) 和 (2) 进行计算：

$$\frac{T_t}{T_s} = 1 + M a^2 \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) \quad (1)$$

$$\frac{P_s}{P_t} = \left(\frac{T_s}{T_t} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

3.1.2 进气道组件

进气道用于引导气流进入发动机内部，流动过程中气流速度逐渐减小，温度和压力逐渐升高。假设该过程是绝热过程，其压力和温度的计算公式如下：

进口压力比计算公式为：

$$\frac{P_d}{P_{amb}} = [1 + \eta_d \frac{\gamma-1}{2} M^2]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3)$$

其中 M 表示为来流气体的马赫数，进气道温度比可用 M 表示为：

$$\frac{T_d}{T_{amb}} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (4)$$

3.1.3 压气机组件

压气机组件由涡轮组件驱动，用于增加气流压力。压气机作为一个准稳态的部件，其运行状态取决于压气机特性图。给出一个压比 π_c 和修正转子转速 $N/\sqrt{\theta}$ ，利用适当的插值方法在压气机特性图上可以得出修正质量流量 $\dot{m}_c \sqrt{\theta}/\delta$ 以及压气机效率 η_c ，其中 $\theta = T_i/T_0$, $\delta = P_i/P_0$ ，也就是 $\dot{m}_c \sqrt{\theta}/\delta = f_{\dot{m}_c}(N/\sqrt{\theta}, \pi_c)$ ， $\eta_c = f_{\eta_c}(N/\sqrt{\theta}, \pi_c)$ 。一旦获得这些参数，压气机出口温度以及机械效率可以计算如下：

$$T_0 = T_i [1 + \frac{1}{\eta_c} (\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1)] \quad (5)$$

$$W_c = \dot{m}_c c_p (T_0 - T_i) \quad (6)$$

3.1.4 燃烧室组件

燃烧室组件用于将燃料中的能量转移到气流当中。燃烧室出口处混合气体的总焓 (H_{tout}) 由进口气流的流量 (W_{in}) 和焓值 (H_{in})、燃油流量 (W_f) 和其低热值 (LHV)、燃烧效率 (Eff) 确定；出口处总压 (P_{tout}) 由进口总压 (P_{tin}) 和总压损失系数 (dPB) 确定。

$$H_{tout} = \frac{W_{in} H_{tin} + W_f LHVEff}{W_{in} + W_f} \quad (7)$$

$$P_{tOut} = (1 - dPB) P_{tin} \quad (8)$$

3.1.5 涡轮组件

与压气机类似，涡轮的运行状态也需要根据涡轮的特性曲线图。给出压比 π_T 和修正转子转速 $N/\sqrt{\theta}$ ，根据涡轮特性图曲线可以得出修正质量流量 $m\sqrt{\theta}/\delta$ 以及效率 η_T 。则有 $m\sqrt{\theta}/\delta = f_{m\sqrt{\theta}}(N/\sqrt{\theta}, \pi_T)$ 以及 $\eta_T = f_{\eta_T}(N/\sqrt{\theta}, \pi_T)$ 。涡轮的出口温度和机械效率（于涡轮进出口温度差成正比）计算如下：

$$T_0 = T_i \left[1 - \frac{1}{\eta_T} (1 - \pi_T^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}) \right] \quad (9)$$

$$W_T = m\sqrt{\theta} c_p (T_i - T_0) \quad (10)$$

3.1.6 喷管组件

尾喷管是发动机工作的最后一个部件，流体在尾喷管中不断膨胀从而产生高速喷射气体^[6]。剩余的高压气体在涡轮出口和尾喷管喉部之间加速，最后压力降低到外界大气压的值，因此产生推力。尾喷管出口的温度 T_{n_0} 可表示为：

$$T_{n_i} - T_{n_0} = \eta_n T_{n_0} \left[1 - \left(\frac{1}{P_{n_i} / P_{amb}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (11)$$

3.1.7 轴组件

轴部件为涡轮机械提供连接介质。轴加速度(Ndot)可以使用输入转矩(T_C)的总和除以轴惯量(I)来表示：

$$Ndot = \frac{\sum T_C}{2\pi I} \quad (12)$$

3.2 T-MATS 求解方法

T-MATS 求解器基于迭代求解器，该迭代求解器使用雅可比计算式定义的信息进行操作。迭代求解器利用牛顿拉夫逊法进行收敛迭代^[7]，该方法的数学表达式如公式(6)所示，其中 k 是迭代步数。

$$x(k+1) = x(k) - \frac{f(x(k))}{J} \quad (13)$$

雅可比矩阵(J)是系统的输入(x)和输出($f(x)$)之间的线性映射，通过从其初始条件($x(0)$)开始扰动每个 x 对 $f(x)$ 的影响来定义。雅可比矩阵的数学描述在公式(7)中给出。

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & L & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ M & O & M \\ \frac{\partial f_m}{\partial x_1} & L & \frac{\partial f_m}{\partial x_n} \end{bmatrix} \quad (14)$$

公式(6)和(7)代表了 T-MATS 求解器中两个主要的操作步骤。首先，雅可比矩阵在当前操作点创建

系统的线性表示。这需从每个输入的初始条件稍微扰动，纪录结果，并在数值上确定每个输出相对于每个输入的偏导数。然后，牛顿拉夫逊求解器使用在第一步中创建的雅可比矩阵逐步求解。因为这个求解方法假设系统是局部线性的，所以有可能不会收敛到解。为了减少不收敛的可能性，将求解器初始条件和扰动大小设置为适合系统的值是很重要的。

3.3 效应器和控制组件

效应器和控件旨在用于创建外部循环和控制器算法模型，为控制系统仿真提供了一个起点。包括以下模块：比例积分(PI)控制器，燃料执行器模型和传感器模型。传感器和执行器模型由会使高斯噪声、误差和其他非线性增加的一阶滞后组成^[8]。默认的PI控制器是一个支持功能扩展的简化设定点调节器。

3.4 创建 T-MATS 模型

气流在发动机中依次流经进气道、压气机、燃烧室、涡轮和尾喷管的各个截面，模型通过计算各个截面上的气流参数从而完成对一台发动机的模拟测试。T-MATS 的“Turbomachinery”子库包含燃气轮机的所有部件模块，支持构建任意设计的发动机模型。

创建基于 T-MATS 的可视化模型首先要将 T-MATS 库中的涡轮机械部件按照方式放入模型中。按照排列的顺序将每个部件的 GasPthCharOut 端口连接到下一个部件的 GasPthCharIn 端口上，然后对特定的部件输入必要的计算参数。图 3 给出了一种双轴涡扇发动机的连接示意图，如果需要建立更加复杂的模型，可以按照制定的模型进行部件连接。如果模型中设计放气或者冷却引气，可以将压气机的 FBldsCharOut 端口连接到涡轮的 CoolingFlwCharIn 端口。对于未使用到的端口，则应该使用 Terminator 模块封闭。对于轴组件，应将轴组件上的 NmechOut 端口与压气机和涡轮上的 Nmech 端口相连。

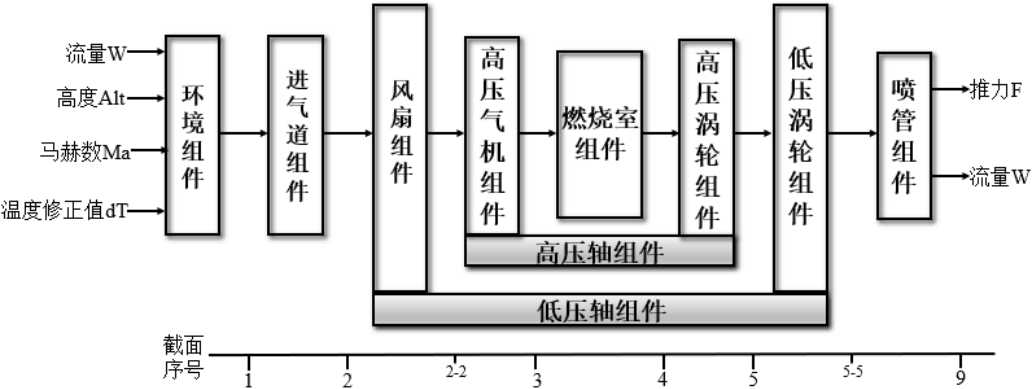


图 3 模型组件结构示意图

T-MATS 中的环境组件可以将环境相关参数转化为燃气轮机热力学特性。在发动机模型的流路安排过程中，需要将环境组件的 GasPthCha 输出端连接到压气机组件的 GasPthChar 输入端；环境组件的环境压力(Pamb)端口需要连接到喷管组件的(Pamb)输出端；此外，环境组件上的 A_Data 端口由于未被使用，需要使用 Terminator 模块来封闭此端口。在稳态模型中，可以将环境组件和燃油流量的输入设置为常熟，以此来解决稳态过程的仿真问题。

T-MATS 模型中使用特性图和落压比来确定压气机和涡轮组件的工作过程，对于不同效用的相同部件采用不同的特性图来予以区别。用户在构建模型时应该设置每个组件的常量和特性图。

4 模型测试

4.1 稳态仿真测试

模型构建完成后进行测试运算，将稳态模型数据与某型涡扇发动机部件特性数据进行比较来验证

T-MATS 模型的准确性。T-MATS 模型计算结果和某型涡扇发动机部件特性数据之间的百分比差异显示在表 1 中。总温(T)、总压(P)、总焓(H)、总熵(S)、空气流量(W_a)、燃油流量(W_f)、燃气流量(W_g)、燃气比(FAR)、落压比(π_T)、出口马赫数(Ma)、出口气流速度(V)、总推力(F_g)和耗油率(sfc) 在模型的相应截面上被采集。表中所有参数的单位均采用国际单位。

表 1 T-MATS 模型输出参数及误差

截面	参数	T-MATS	发动机特性数据	误差%
2 截面	T_2	288.15	288.15	0.00
	P_2	101325	101325	0.00
	H_2	288162.95	288174.56	0.004
	S_2	6659.69	6658.73	0.014
3 截面	T_3	589.592	590.1302	0.0912
	P_3	952450.4	950470.57	0.2083
	H_3	635710.2	635834.2	0.0195
	S_3	6798.61	6781.58	0.2511
	W_{a3}	53.36	53.39	0.0562
4 截面	T_4	1680	1687.709	0.4568
	P_4	1861967.26	1858842.545	0.1681
	H_4	1419257.75	1419297.31	0.0027
	S_4	7694.41	7673.64	0.2706
	W_{a4}	46.0067	46.0092	0.0054
	W_{f4}	1.32	1.32	0.00
	FAR	0.019363	0.019341	0.1137
5 截面	T_5	1005.012	1007.068	0.2042
	P_5	212736.919	213547.331	0.3795
	H_5	1000596.904	1000137.24	0.0459
	S_5	7769.85	7781.20	0.1459
	W_{g5}	54.545	54.545	0.00
	π_T	1.992588	1.992588	0.00
9 截面	W_f	1.42	1.41997	0.0021
	F_g	81447.273	81325.123	0.1502
	sfc	0.7327	0.7301	0.3561

由表 1 中的数据可以看出，所有参数的误差均小于 0.5%，其中最大误差在 4 截面的温度参数和 5 截面的压力参数。发动机推力误差仅 0.15%，流量差异均可忽略不计。仿真结果证明 T-MATS 模型的计算结果具有足够高的精度。

4.2 动态模型测试

T-MATS 不仅可以创建稳态模型，而且可用于动态仿真环境。当验证了稳态系统模型的准确性，就可以通过将发动机系统和动态求解器放在“while 循环”中来实现动态仿真，通过加入积分器来创建外部循环。动态模型的计算框架图表示在图 2 中，其中外部循环系统包含轴速控制系统和轴速积分器，内部

循环系统包含发动机系统模型和求解器。

在验证动态模型过程中,使用 T-MATS 模型模拟动态加速过程,并将模拟过程获得的曲线与发动机实际实验获得曲线进行对比,对比结果如图 4、图 5 所示。图 4 和图 5 分别显示了高、低压转子转速百分比曲线图,图中虚线 GN1、GN2 为模型计算出的加速线,实线 PCNF、PCNC 为实验获得的加速线。

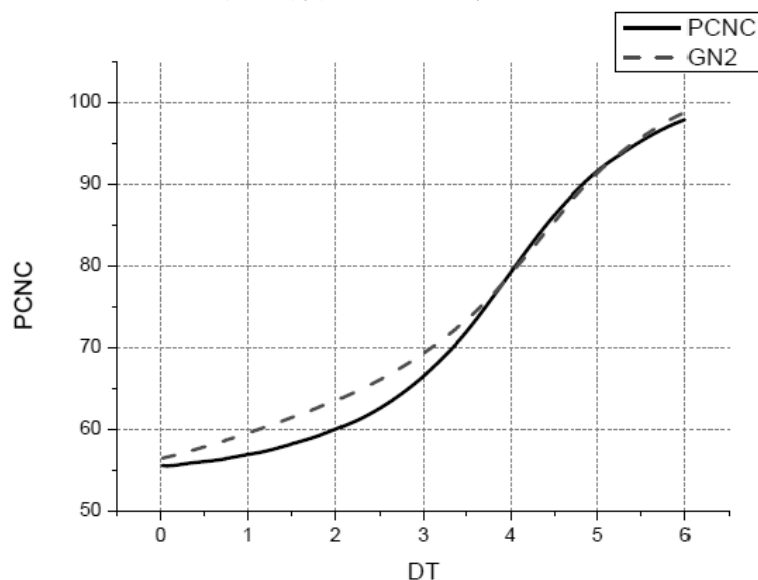


图 4 高压转子转速曲线图

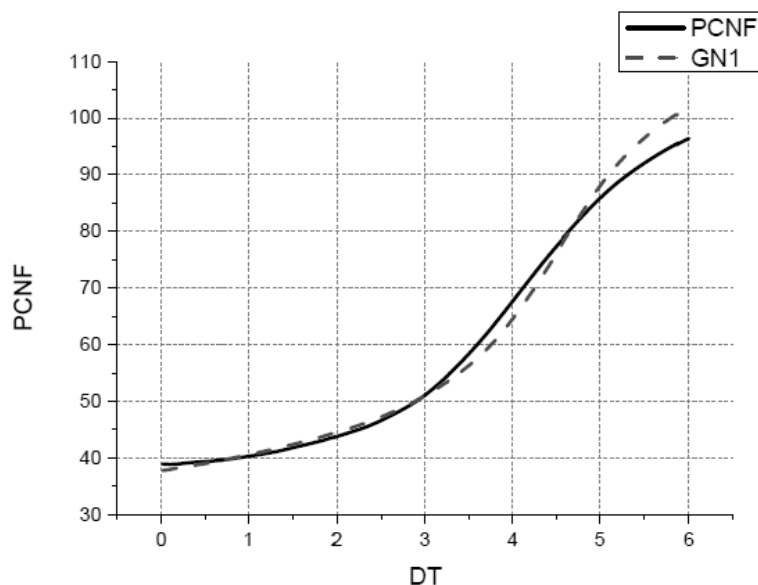


图 5 低压转子转速曲线图

动态仿真结果显示模型在各点处计算误差均小于 5%, 计算结果与实验获得结果较为接近。由仿真结果可知当 T-MATS 模型由稳态转换为动态模型后, 仍然具有较高的精度, 证明 T-MATS 可以用于动态仿真过程。

5 结论

本文设计了一种基于 T-MATS 的航空发动机可视化建模方法, 从平台总体架构、计算框架以及部件运算原理进行分析设计, 基于模块化的设计方法, 采用 MATLAB / Simulink 中的 T-MATS 工具箱完成了

对某型涡扇发动机的稳态、动态模型构建和性能测试,测试结果表明该建模方法算结果精确、设计过程快捷、与控制器集成高效,为航空发动机模型建立过程通过了一种准确高效、灵活通用的设计方案。

参考文献

- [1] 樊思齐,李华聪,樊 丁. 航空发动机控制(下册)[M]. 西北工业大学出版社, 2005
- [2] Simon J F. Contribution to throughflow modelling for axial flow turbomachines[D]. Belgium: University of Liege, 2007.
- [3] NASA. A Process for the Creation of T-MATS Propulsion System Models From NPSS Data[J]. 2014
- [4] 崔凯, 蔡林峰. 航空发动机控制系统仿真平台设计[J]. 计算机测量与控制, 2014.24 (10): 1671-4598
- [5] 吴虎, 肖洪, 蒋建军. 涡扇发动机部件特性自适应模拟[J]. 推进技术, 2005, 26 (5): 430-433
- [6] Chapman J W, Lavelle T M, May R D. Toolbox for the modeling and analysis of thermodynamic systems user's guide[R]. NASA/TM-2014-216628, 2014.
- [7] 王斌, 王曦, 石玉麟, 等. 一种航空发动机的分段实时线性动态模型[J]. 航空动力学报, 2014, 31 (4): 371-378.
- [8] Liu N, Huang J, Lu F. Frequency-domain model matching PID controller design for aero-engine[J]. International Journal of Turbo 8L Jet Engines, 2014, 31(4): 371—378.
- [9] May R, Csank J. Lavelle T, et al. A high-fidelity simulation of a generic commercial aircraft engine and controller[J]. AIAA Journal. 2010.
- [10] 秦辉, 席裕庚. 基于Matlab GUI的预测控制仿真平台设计[J]. 系统仿真学报, 2006.18 (10): 2778-2781