

文章编号:1000-8055(2011)03-0537-06

航空涡扇发动机全包线平衡流形建模

李述清¹, 张胜修¹, 胡卫红²

(1. 第二炮兵工程学院 303 教研室, 西安 710025;

2. 中国人民解放军第二炮兵驻第 31 研究所军事代表室, 北京 100074)

摘 要: 根据航空发动机相似工作状态原理和非线性系统平衡流形建模原理, 提出一种适用于全飞行包线发动机性能仿真的换算平衡流形模型. 首先, 根据发动机各状态量的换算参数, 对航空发动机平衡流形的概念进一步推广, 提出换算平衡流形概念. 然后, 选取高压转子换算转速和飞行马赫数定义二维调度变量, 对全包线发动机参量换算平衡流形进行拟合; 并在换算参数意义下, 建立某型涡扇发动机全包线换算平衡流形模型. 最后利用该模型对不同条件下发动机转速调节过程进行仿真, 并与发动机部件级非线性模型对比, 检验了模型良好的计算精度和实时计算性能.

关 键 词: 航空发动机; 飞行包线; 相似原理; 平衡流形; 建模; 实时仿真

中图分类号: TP15

文献标识码: A

Whole flight envelop corrected equilibrium manifold modeling for a turbofan engine

LI Shu-qing¹, ZHANG Sheng-xiu¹, HU Wei-hong²

(1. Staff Room 303, The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China;

2. The Second Artillery Military Delegation in the 31st Research Institute,
The Chinese People's Liberation Army, Beijing 100074, China)

Abstract: Based on the aero-engine resemble theory and the nonlinear system equilibrium manifold theory, a corrected equilibrium manifold modeling method for aero-engine's simulation in whole flight envelop was put forward. First, according to the corrected variables, by extending the concept of equilibrium manifold, corrected equilibrium manifold was presented. Then, a two-dimension schedule variable was defined though compressor rotor's corrected speed and Mach number, and was used to fit the corrected equilibrium manifold. Next, following the modeling frame of nonlinear system equilibrium manifold theory, a whole flight envelop corrected equilibrium manifold model for a turbofan engine was presented. Last, some simulation about this turbofan engine's dynamic response at different situations were shown, and were accordant with the corresponding result of this turbofan engine's component nonlinear model. In all, this model in this paper exhibites well about applicability, precision and real-time simulation for a turbofan engine.

Key words: aero-engine; flight envelop; the resemble theory; equilibrium manifold; modeling; real-time simulation

发动机实时建模的发展, 一直是在简化程度与精度要求之间作适当的折衷^[1]. 目前常用的部

件法所建立的非线性模型精度高, 但往往需要精确的部件特性数据作支撑, 且算法复杂, 计算耗时

收稿日期: 2010-05-12; 修订日期: 2010-12-14

作者简介: 李述清(1981—), 男, 湖南怀化人, 硕士生, 研究方向: 航空发动机建模与控制.

长,难以适用于实时性要求较高的场合.一般为了让模型满足实时计算要求,需要对部件特性或计算方法作适当的简化^[2],而这样的简化又会损失一定的计算精度.在工程实际中由于受到仿真时间的限制,因此大量采用分段线性化模型来代替非线性模型,以实现实时性计算^[3-9].

国内部分学者对压气机特性及涡轮特性进行了线性化处理,并通过适当降低非线性方程组的维数,建立了简化的实时模型,在一定程度上提高了模型的计算速度.但同时它也降低了模型的精度,而且所建立的简化模型仍然是建立在部件特性数据基础之上的^[2].文献[2]根据某型发动机地面试车稳态数据和动态数据,建立了航空发动机简化数学模型.文献[3]根据实验数据通过插值或拟合方法获得各相似性能参数随高压转子换算转速的变化规律,以此来进行发动机仿真.

平衡流形展开模型具有线性变参数模型的特征,可以应用理论成熟的增益调度方法进行控制器设计^[5].文献[8]就单转子涡轮发动机对象,给出了平衡流形展开模型基本形式,以及模型静态和动态系数辨识方法.在某型双转子涡扇发动机在地面环境($H=0, Ma=0$)条件下的实时动态仿真模型中文献[10]进行了平衡流形展开模型的应用,并获得良好效果,但其中选择流形调度变量为单变量形式,而未考虑不同飞行状态(H, Ma)条件对发动机性能的影响,因而所得模型不能适应于全包线发动机工作状态仿真分析.

本文旨在文献[10]的基础上,根据航空发动机相似原理,利用发动机各状态量的相似参数建立某型涡扇发动机全包线换算平衡流形模型,并与该型涡扇发动部件级模型仿真结果对比,检验该模型的有效性.

1 非线性系统平衡流形建模原理

设一个 m 维输入、 p 维输出的 n 阶的非线性系统表示为如下形式^[10]:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \\ \mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \end{cases} \quad (1)$$

其中 $\mathbf{f}$ 和 $\mathbf{h}$ 为定义在 $\mathbf{R}^n$ 上的光滑向量场, $\mathbf{u} \in \mathbf{R}^m, \mathbf{y} \in \mathbf{R}^p, \mathbf{x} \in \mathbf{R}^n$ 分别为系统输入向量、输出向量和状态向量.非线性系统的平衡流形是指集合

$$\{(\mathbf{x}_e, \mathbf{u}_e, \mathbf{y}_e) \mid \mathbf{f}(\mathbf{x}_e, \mathbf{u}_e) = \mathbf{0}, \mathbf{y}_e = \mathbf{h}(\mathbf{x}_e, \mathbf{u}_e)\} \quad (2)$$

平衡流形实际上反映了系统的稳态工作点(即状态量和输入、输出量的稳定点)的集合.对于

非线性系统,其平衡流形可以参数化为^[11]

$$\begin{cases} \mathbf{x}_e = \mathbf{x}_e(\alpha) \\ \mathbf{u}_e = \mathbf{u}_e(\alpha) \\ \mathbf{y}_e = \mathbf{y}_e(\alpha) \end{cases} \quad (3)$$

其中 $\alpha \in \Gamma \subset \mathbf{R}^l$ 可以取作系统输入和状态的函数.于是, Γ 可视作非线性系统空间上的一个子集.

系统在 $\alpha \in \Gamma$ 上的小偏差近似线性化族可以表示为

$$\begin{cases} \frac{d}{dt}[\mathbf{x} - \mathbf{x}_e(\alpha)] = \mathbf{A}(\alpha)[\mathbf{x} - \mathbf{x}_e(\alpha)] + \\ \mathbf{B}(\alpha)[\mathbf{u} - \mathbf{u}_e(\alpha)] \\ \mathbf{y} - \mathbf{y}_e(\alpha) = \mathbf{C}(\alpha)[\mathbf{x} - \mathbf{x}_e(\alpha)] + \\ \mathbf{D}(\alpha)[\mathbf{u} - \mathbf{u}_e(\alpha)] \end{cases} \quad (4)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{A}(\alpha) &= \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{(\mathbf{x}_e(\alpha), \mathbf{u}_e(\alpha))} \\ \mathbf{B}(\alpha) &= \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \right|_{(\mathbf{x}_e(\alpha), \mathbf{u}_e(\alpha))} \\ \mathbf{C}(\alpha) &= \left. \frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{(\mathbf{x}_e(\alpha), \mathbf{u}_e(\alpha))} \\ \mathbf{D}(\alpha) &= \left. \frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \right|_{(\mathbf{x}_e(\alpha), \mathbf{u}_e(\alpha))} \end{aligned}$$

由式(4)、式(1)描述的非线性系统在平衡流形上展开以后,系统的小偏差线性化族依旧还是一个非线性系统.显然,平衡流形上 α 对应的状态 $(\mathbf{x}_e(\alpha), \mathbf{y}_e(\alpha), \mathbf{u}_e(\alpha))$ 反映了发动机一定稳定工作状态,而状态系数 $\mathbf{A}(\alpha), \mathbf{B}(\alpha), \mathbf{C}(\alpha), \mathbf{D}(\alpha)$ 实质是反映了在 α 对应状态附近,状态和输入对系统的线性影响程度.

对于涡扇发动机,其正常动态变化过程中系统输入和状态基本上都在系统的平衡流形附近.从式(4)可以看出系统的平衡流形是系统状态空间上的一个子流形.在平衡流形附近研究系统特性不仅能够极大地简化问题的复杂性,而且可保证足够的稳态精度.

2 涡扇发动机换算参数及换算平衡流形

根据相似原理,对于几何不可调的双轴涡扇发动机的相似准则^[12]是:飞行马赫数 $Ma = \text{const}$ 和风扇转速 N_1 的相似参数 $N_1 / \sqrt{T_{t2}} = \text{const}$ (这里 T_{t2} 表示风扇入口截面气流总温).并且,由发动机部件的共同工作可知,当 Ma 和 $N_1 / \sqrt{T_{t2}}$ 为常数时,高压压气机转子转速 N_h 、燃油流量 W_f 的共同工作点也均随之确定,故它们的相似参数

$$\frac{N_1}{\sqrt{T_{t2}}}, \frac{N_h}{\sqrt{T_{t25}}}, \frac{W_f}{p_{t0}\sqrt{T_{t0}}}, \frac{F_n}{p_{t0}}, \frac{T_{t45}}{T_{t0}}$$

均为常数,其中 p_{t0} , T_{t0} 分别表示进气道入口气流总压、总温, T_{t25} , T_{t45} 分别为高压压气机入口截面和高压涡轮出口截面处气流总温。

根据发动机相似工作状态下,各对应相似参数值相等,容易得到各物理量的换算关系,例如当发动机在一定 (H, Ma) 条件下工作时,对应在设计状态大气条件下与此工作状态相似的状态应有^[12]

$$\begin{aligned} \frac{N_1}{\sqrt{T_{t2}}} &= \frac{N_{1,cor}}{\sqrt{T_{t2,d}}}, & \frac{N_h}{\sqrt{T_{t25}}} &= \frac{N_{h,cor}}{\sqrt{T_{t25,d}}}, \\ \frac{W_f}{p_{t0}\sqrt{T_{t0}}} &= \frac{W_{f,cor}}{p_{t0,d}\sqrt{T_{t0,d}}}, \\ \frac{F_n}{p_{t0}} &= \frac{F_{n,cor}}{p_{t0,d}}, & \frac{T_{t45}}{T_{t0}} &= \frac{T_{t45,cor}}{T_{t0,d}} \end{aligned}$$

其中 $N_{1,cor}$, $N_{h,cor}$, $W_{f,cor}$, $F_{n,cor}$ 及 $T_{t45,cor}$ 分别对应 N_1 , N_h , W_f , F_n 及 T_{t45} 的换算参数, $p_{t0,d}$, $T_{t0,d}$, $T_{t2,d}$, $T_{t25,d}$ 则分别表示发动机设计点状态对应 p_{t0} , T_{t0} , T_{t2} , T_{t25} 的值。由此,通过换算参数为在全包线范围不同 (H, Ma) 飞行条件下发动机性能对比提供了便利。

根据相似理论,发动机稳定工作状态由 $(Ma, N_{h,cor})$ 决定,于是本文选取 $(Ma, N_{h,cor})$ 定义在换算参数意义下的平衡流形,这里称作换算平衡流

形(conversion equilibrium manifold)。根据调度变量意义,文献[10]给出关于调度变量的定义形式 $\alpha = \alpha(N_{h,cor})$,显然无法充分表征发动机全包线稳定工作状态。根据上述换算平衡流形意义,定义二维调度变量 $\alpha = \alpha(Ma, N_{h,cor})$,则可以表征发动机全包线稳定工作状态。

进一步,通过拟合方式构造换算平衡流形关于 $\alpha(Ma, N_{h,cor})$ 的参数化形式^[9]。对于涡扇发动机这类强非线性系统,其换算平衡流的精确形式是很复杂的,而为简化计算这里采用多项式拟合形式来近似构造。首先,利用该型涡扇发动机部件级仿真模型,计算 $H=0\sim 12\text{ km}$, $Ma=0\sim 1.4$ 范围发动机稳定工作状态,及相应换算状态,即全包线换算平衡流形。然后,根据相关换算参数 p_i 与对应 $(Ma, N_{h,cor})$,采用下面的二元多项式拟合形式

$$\begin{aligned} p_i &= p_i(\alpha) = p_i(Ma, N_{h,cor}) = k_{p,1}N_{h,cor}^2 + \\ &k_{p,2}N_{h,cor} + k_{p,3}Ma^2 + k_{p,4}Ma + \\ &k_{p,5}N_{h,cor}Ma + k_{p,6} = \\ &K_{p,i} \cdot [N_{h,cor}^2 \quad N_{h,cor} \quad Ma^2 \quad Ma \quad N_{h,cor}Ma \quad 1]' \end{aligned}$$

计算系数 $K_{p,i}$,继而得到换算参数 p_i 的拟合形式。

下面,直接给出参量 $N_{1,cor}$, $W_{f,cor}$, $F_{n,cor}$ 及 $T_{t45,cor}$ 分别关于 $\alpha(Ma, N_{h,cor})$ 的拟合结果,如图1所示,其中各坐标轴 Ma' , $N'_{h,cor}$, $W'_{f,cor}$, $N'_{1,cor}$ 及

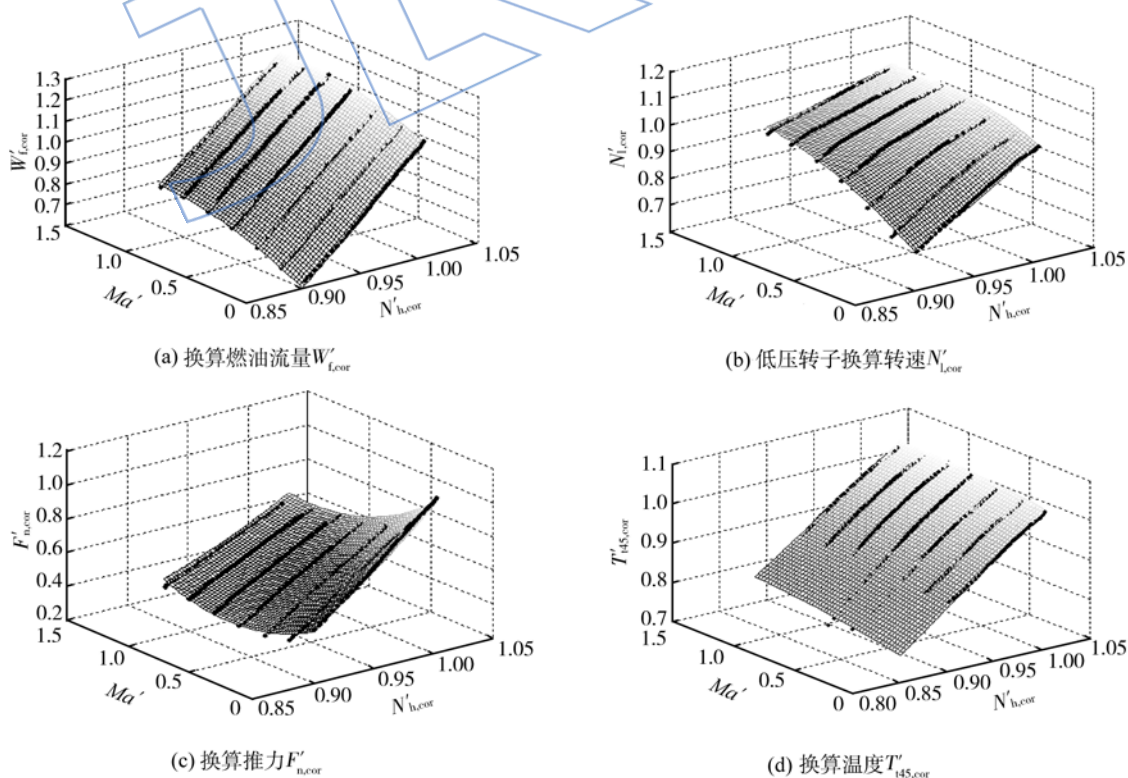


图1 涡扇发动机主要性能参数的换算平衡流形拟合

Fig.1 Fit for conversion equilibrium manifold

$T'_{t45,cor}$ 分别表示 Ma , $N_{h,cor}$, $W_{f,cor}$, $N_{l,cor}$, $F_{n,cor}$ 及 $T_{t45,cor}$ 相比设计点处各自取值的比例。

3 涡扇发动机全包线平衡流形建模

对于涡扇发动机,在不考虑热惯性及容积动力学特性的影响下,只有高、低压转子是储能元件,因此可选高压转子换算转速 $N_{h,cor}$ 和低压转子换算转速 $N_{l,cor}$ 作为模型的状态量,模型的输入量为换算燃油流量 $W_{f,cor}$,作为示例,模型的输出量取发动机实际转速 N_l , N_h 。

在换算参数意义下,涡扇发动机在换算平衡流形附近展开的数学模型可以表示成如下形式:

$$\begin{cases} dN_{h,cor}/dt = K_{11}(\alpha) \cdot \Delta N_{l,cor} + K_{12}(\alpha) \cdot \Delta W_{f,cor} \\ dN_{l,cor}/dt = K_{21}(\alpha) \cdot \Delta W_{f,cor} + K_{22}(\alpha) \cdot \Delta W_{f,cor} \\ \Delta F_{n,cor} = C_{11}(\alpha) \cdot \Delta N_{l,cor} + C_{12}(\alpha) \cdot \Delta W_{f,cor} \\ \Delta T_{t45,cor} = C_{21}(\alpha) \cdot \Delta N_{l,cor} + C_{22}(\alpha) \cdot \Delta W_{f,cor} \end{cases} \quad (5)$$

其中

$$\Delta N_{l,cor} = N_{l,cor} - N_{l,cor,e}(\alpha), \Delta W_{f,cor} = W_{f,cor} - W_{f,cor,e}(\alpha)$$

$$\Delta F_{n,cor} = F_{n,cor} - F_{n,cor,e}(\alpha),$$

$$\Delta T_{t45,cor} = T_{t45,cor} - T_{t45,cor,e}(\alpha)$$

而 $N_{l,cor,e}(\alpha)$, $W_{f,cor,e}(\alpha)$, $F_{n,cor,e}(\alpha)$ 及 $T_{t45,cor,e}(\alpha)$ 分别表示当前调度变量 α 对应 N_l , W_f , F_n 及 T_{t45} 的稳定态换算值,而系数 $K_{ij}(\alpha)$ 可通过下面的方法确定。

在发动机设计点处,利用部件级非线性模型,进行模拟试车。根据过渡过程的调度变量和相应的偏差量,代入式(5),通过最小二乘拟合获得系数 $K_{ij}(\alpha)$,由此建立换算平衡流形模型式(5)。

4 仿真分析

下面分别就飞行包线内两个飞行状态点($H=6000\text{ m}$, $Ma=0.6$)和($H=10000\text{ m}$, $Ma=1.0$)处,对发动机在阶跃 W_f 输入调节下进行的发动机加/减速过程,分别利用部件级非线性模型(记作 Engcomp)与换算平衡流形模型(记作 Eng2equ)进行仿真,计算结果对比如下列图2、图3所示。图中各坐标轴 N'_l , N'_h , F'_n , T'_{t45} 分别表示 N_l , N_h , F_n 及 T_{t45} 的实际值相对其设计工况值

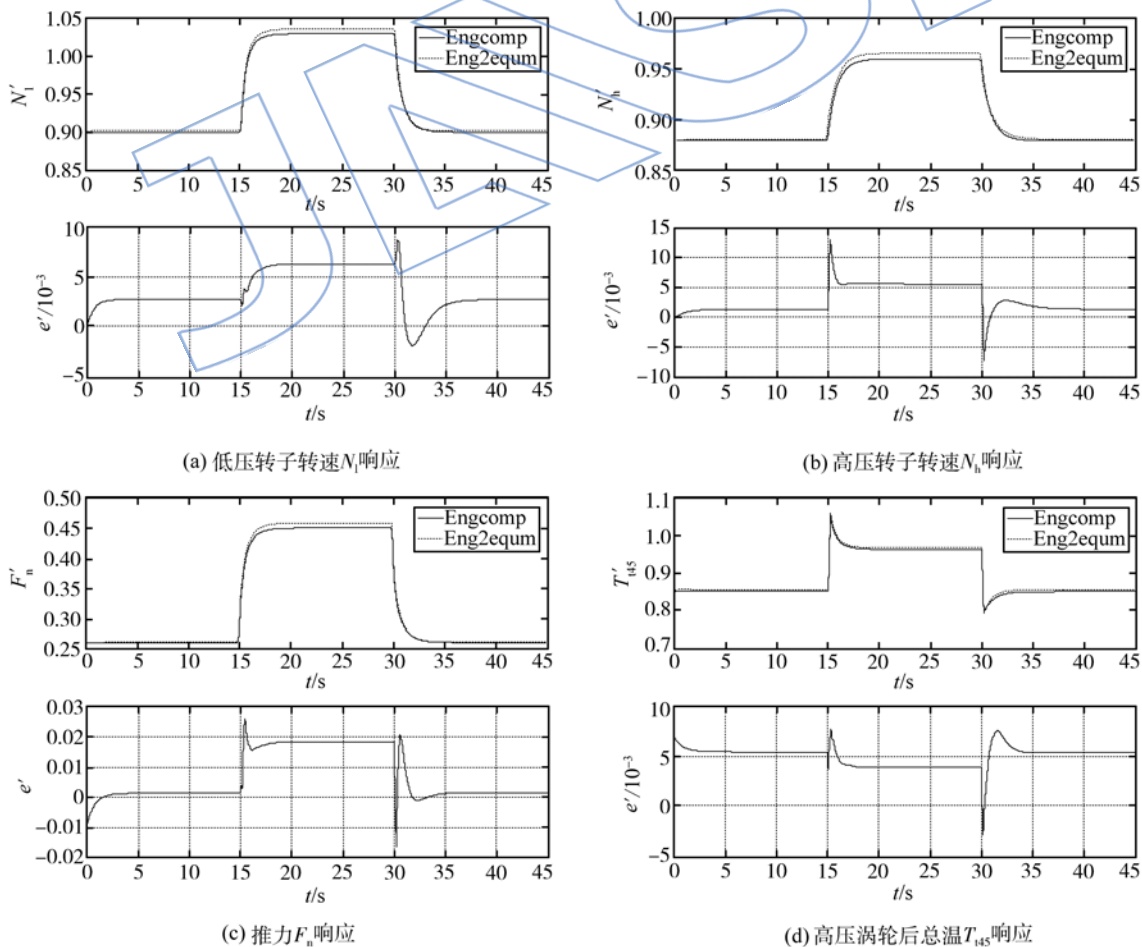
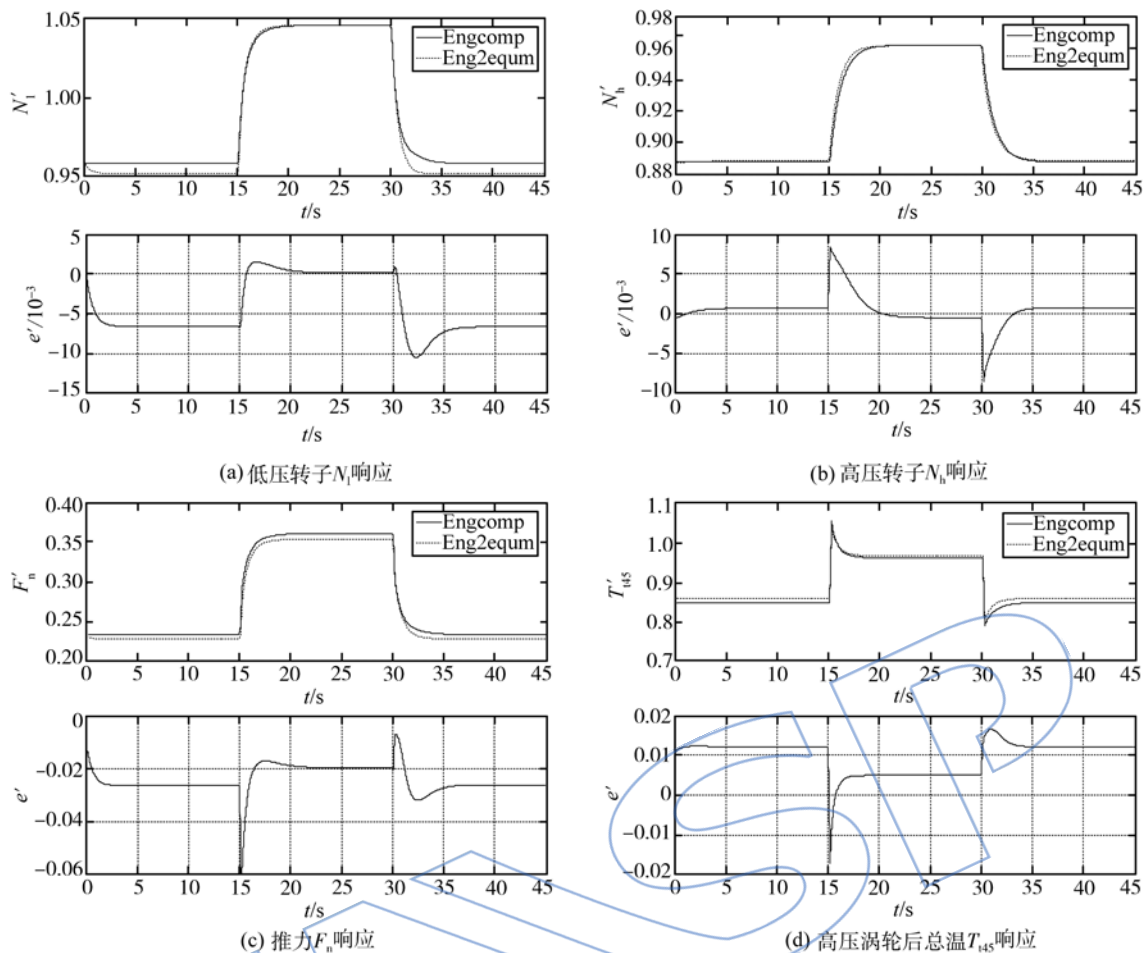


图2 $H=6000\text{ m}$, $Ma=0.6$ 处模型仿真比较

Fig. 2 Simulation at $H=6000\text{ m}$, $Ma=0.6$

图3 $H=10000\text{m}$, $Ma=1.0$ 处模型仿真比较Fig. 3 Simulation at $H=10000\text{m}$, $Ma=1.0$

的百分数; e' 表示对应参量的相对偏差。

通过上面对发动机仿真计算结果的比较可以看出, 换算平衡流形模型仿真结果与部件级非线性模型的结果一致性较好。其中, 对于重要状态量 N_h 和 N_l , 稳态仿真精度在 1% 以内, 过渡过程的动态误差也能基本控制在 1%~2%; 对于参数 F_n 和 T_{45} 的精度受飞行条件影响而显得变化较大, 其稳态仿真精度在 1%~3%, 过渡过程的动态误差也能基本控制在 5% 以内。

同时, 与非线性模型动态过程相比, 换算平衡流形模型响应存在一定误差。这是由于存在平衡流形建模误差, 主要来自关于换算平衡流形拟合建模的误差。出于简便计算, 本文仅采用二元多项式形式拟合。如果采用更高精度的平衡流形参数化形式(拟合、插值或其他逼近方法), 则可以进一步降低模型误差。而且, 在实际控制系统设计中, 可以应用反馈控制来减小甚至消除稳态误差^[13]。

另外, 以上仿真计算时间步长均取为 0.01 s, 与发动机实际测量装置采样时间周期相同。本文

计算使用电脑基本配置: 中央处理器(CPU)为 Celeron(R) 2.0 GHz, 内存为 2 GB, 操作系统为 WinXP。利用 Matlab/Simulink 建模, 进行仿真计算, 计算耗时如表 1 所示。

表1 仿真计算耗时

Table 1 Time-cost of simulation

H/km	Ma	仿真 历时/s	计算 耗时/s	平均单步计算 耗时/ 10^{-5} s
6	0.6	45	0.3717	8.26
10	1.0		0.3555	7.90

在计算实时性方面, 换算平衡流形模型的平均单步耗时约 $1 \times 10^{-4}\text{ s}$, 相比实际采样周期 0.01 s 要小得多, 具有显著的计算实时性优势。

5 结 论

根据航空发动机相似工作状态原理, 利用发动机各状态量的换算参数建立某型涡扇发动机全

包线换算平衡流形模型,并与该型涡扇发动部件级非线性模型对比,表现出该模型良好的计算精度和实时计算性能。

关于本文方法的优缺点,可以做如下归纳:

1) 优点 模型表述形式简洁,实时性很好,同时精度足够高.因此本文建模方法.因此,特别适用于对实时性要求很高的场合,比如:控制系统设计分析,机载发动机模型,发动机控制器半实物仿真实验(其中发动机部分用计算机替代)等。

2) 缺点 ①建模所需平衡状态点数据较多,试验测量难度较大、成本较高,尤其是需要大量的模拟飞行状态试验.此时,可以利用发动机部件级非线性模型通过仿真来获得建模用数据.②本建模方法主要针对正常稳定工况范围,对于低转速范围,尤其是发动机起动阶段,本文建模方法还不够适用,因为此时发动机动态状态变化剧烈,相对平稳态偏离较大,甚至就没有平稳态。

根据上述分析,可以在后续研究中进行针对性的扩展完善和实际应用。

参考文献:

- [1] 孙健国. 面向 21 世纪航空动力控制展望[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 97-102.
SUN Jianguo. Prospects of the aeroengine control development in the early time of the 21st century[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 97-102. (in Chinese)
- [2] 周文祥, 黄金泉, 黄开明. 航空发动机简化实时模型仿真研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(2): 251-255.
ZHOU Wenxiang, HUANG Jinqian, HUANG Kaiming. Real-time simulation system for aeroengine based on simplified model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(2): 251-255. (in Chinese)
- [3] 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. (in Chinese)
- [4] 陈敏, 唐海龙, 张津. 某型双轴加力涡扇发动机实时性能仿真模型[J]. 航空动力学报, 2005, 20(1): 13-17.
CHEN Min, TANG Hailong, ZHANG Jin. Real-time performance simulation of a mixed-flow two-spool augmented turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(1): 13-17. (in Chinese)
- [5] Daniele C J, Krosel S M, Szuch J R, et al. Digital computer program for generating dynamic turbofan engine models [R]. Lewis Research Center, Ohio: NASA TM-83446, 1983.
- [6] Rugh W J, Shamma J S. Research on gain scheduling[J]. Automatic, 2000, 36(10): 1401-1425.
- [7] Breikin T V, Arkov V Y, Kulikov G G. Regularisation approach for real-time modelling of aero-gasturbines [J]. Control Engineering Practice, 2004, 12(4): 401-407.
- [8] 于达仁, 隋岩峰. 非线性系统平衡流形展开模型[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(9): 2415-2418.
YU Daren, SUI Yanfeng. Expansion model based on equilibrium manifold for nonlinear system[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(9): 2415-2418. (in Chinese)
- [9] 隋岩峰, 于达仁. 涡轮发动机平衡流形展开模型辨识方法研究[J]. 航空学报, 2007, 28(3): 531-534.
SUI Yanfeng, YU Daren. Identification of expansion model based on equilibrium manifold of turbojet engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(3): 531-534. (in Chinese)
- [10] 胡卫红, 李述清, 孙健国. 基于非线性系统平衡流形的某型涡扇发动机建模研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1): 213-217.
HU Weihong, LI Shuqing, SHUN Jianguo. Real-time simulation model for a turbofan engine based on nonlinear system equilibrium manifold theory[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1): 213-217. (in Chinese)
- [11] Stilwell D J, Rugh W J. Interpolation of observer state feedback controllers for gain scheduling[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1999, 44(6): 1225-1229.
- [12] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [13] 李华聪, 王鑫, 韩小宝, 等. 航空发动机线性变参数建模方法研究[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 418-421.
LI Huacong, WANG Xin, HAN Xiaobao, et al. Study of aeroengine linear parameter varying modeling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 418-421. (in Chinese)