

一种超声速状态下机载推进系统模型的建模方法

李永进, 徐植桂, 张海波, 张天宏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 为了满足机载航空推进系统模型对精度、实时性及数据存储量的苛刻要求,提出了一种机载模型建模方法.对传统的机载稳态模型建立过程中使用的相似准则进行了充分讨论,得出了一种具备更高建模精度的相似准则.在新的相似准则基础上,建立了包含泰勒展开式中非线性2阶项的高精度稳态变量模型,有效解决了分段线性稳态变量模型在大包线、变状态条件下精度难以保证的问题;为了解决超声速状态下安装推力与发动机净推力差别较大的问题,建立了考虑外流特性的简化进气道模型,给出了一种计算安装推力的方法,即由简化发动机模型计算安装推力中符合相似准则的部分,由进气道模型计算溢流阻力、放气阻力及发动机推力中不符合相似准则的部分.仿真结果表明:基于新的相似准则所建立的机载模型具有大包线、变状态适应性,输出参数误差均在0.5%以内.

关 键 词: 超声速状态; 机载推进系统模型; 发动机; 相似准则; 稳态变量模型; 泰勒展开式; 安装推力
中图分类号: V231 **文献标志码:** A

A novel method for on-board propulsion system modelling under supersonic state

LI Yong-jin, XU Zhi-gui, ZHANG Hai-bo, ZHANG Tian-hong

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to meet the high requirements of precision, timeliness and data storage of on-board aero propulsion model, a new method of onboard modeling was proposed. The similarity criterions used in traditional on-board steady-state model were deeply discussed, and a similarity criterion with higher modeling accuracy was obtained. Based on the new similarity criterion, a high precision steady state variable model was established, which includes the nonlinear 2 order term in the Taylor expansion, and the inaccuracy problem of the traditional piece-wise linear method in the condition of large flight envelope and variable state was solved effectively. In order to solve the problem of the prominent difference between engine installed thrust and net thrust under supersonic state, the simplified inlet model considering the outflow characteristics is established, and a method is given to calculate the installed thrust, the part of the installed thrust compatible with the similarity criterion

收稿日期: 2015-09-11

基金项目: 国家自然科学基金(51576096); 江苏省“青蓝工程”; “333”人才工程

作者简介: 李永进(1989—),男,博士生,主要研究方向为航空发动机优化与控制.

通讯作者: 张海波(1976—),男,教授,博士,主要研究方向为航空发动机建模与控制.

引用格式: 李永进,徐植桂,张海波,等.一种超声速状态下机载推进系统模型的建模方法[J].航空动力学报,2017,32(5):1273-1280. LI Yongjin, XU Zhigui, ZHANG Haibo, et al. A novel method for on-board propulsion system modelling under supersonic state[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1273-1280.

was computed by the above simplified engine model, while the spilled air fluid resistance, the deflation resistance and some part of engine net thrust incompatible with the similarity criterion were calculated by the simplified inlet model. The simulation results show that the error of the on-board propulsion system model based on the new similarity criterion has the advantages of large flight envelope and variable state adaptability, and the error of output parameters are within 0.5%.

Key words: supersonic state; on-board propulsion system modelling; aero-engine; similarity criterion; steady-state variable model; Taylor expansion; installed thrust

20 世纪 90 年代,美国国家航空航天局(NASA, National Aeronautics and Space Administration)提出了性能寻优控制技术(performance-seeking control, PSC),并在 F-15 战机动力系统 F100 改型涡扇发动机上完成了多次性能控制的超声速和亚声速飞行试验^[1-2]. 美国第 4 代战机动力系统 F-119 及 F-135 发动机也应用了该技术^[3-4]. 根据 NASA 的研究, PSC 的优化过程直接优化推力、单位耗油率、涡轮前温度等指定的发动机性能参数. 这类性能参数不可测, 须由机载发动机模型在线计算求取. 若机载模型不能真实反映发动机实际工作过程, 则计算出的性能参数就难以保证具有足够的精度, 即优化的目标函数不准确. 显然, 用不准确的性能目标函数与约束, 优化得到的控制参数对真实发动机实施优化控制, 很可能会导致发动机工作点超出安全边界. 可见, 高精度的机载模型是发动机性能寻优控制的关键. 近年来, 美国 Glenn 中心的研究表明: 基于高精度机载模型的诊断和控制算法为创建集自诊断、自优化、自适应任务及鲁棒性于一体的智能推进系统提供了可能, 可提高控制系统的性能、可靠性及安全性^[5].

国内航空领域对机载模型也开展了一系列的研究工作. 尹大伟进行了基于非线性部件级模型的机载发动机寻优控制^[6], 王海泉等提出了一种基于非线性部件级模型的改进卡尔曼滤波方法, 建立了用于航空发动机在线健康诊断的机载实时自适应模型^[7], 鲁峰等提出了非线性自适应卡尔曼滤波算法并在快速原型试验平台上实现了算法快速验证^[8], 此外还提出一种用卡尔曼滤波算法和最小二乘支持向量机(LSSVM)进行融合诊断的模糊决策融合机制^[9], 王芳、朱玉斌等提出了模型辅助模式搜索算法(MAPS), 在寻优中以统计法构建的代理模型取代部件级模型作为机载模

型^[10-11]. 刘小勇、丁凯峰等分别用 BP(back propagation)和 RBF(radial basis function)神经网络对发动机飞行试验数据进行学习, 构建了基于神经网络的机载模型^[12-13]. 赵永平建立了基于快速在线学习支持向量回归机(FOAHSVR)的机载模型, 用于航空发动机故障诊断及推力估计^[14-15]. 王健康建立了基于相似理论的非线性、线性复合的机载模型, 用于在线寻优控制^[16]. 这些方法中, 改进卡尔曼滤波法所建立的自适应模型虽然精度很高, 但其性能模型为非线性部件级模型, 而实际发动机机载计算机处理器计算能力较低, 以非线性部件级模型作为机载模型实时性差, 难以满足要求. 支持向量回归机与神经网络实时性有所提高, 但支持向量回归机数据存储量极大; 而神经网络缺乏严格的数学理论推导, 训练结构难以有效调整, 当数据量增加时, 很难保证收敛性和泛化精度. 传统的分段线性模型实时性好, 但精度较低且全包线建模时存储量也很大. 模糊决策融合机制虽然提高了部件故障诊断精度, 但其基础依旧是线性模型及支持向量机, 因而其固有问题仍然没有得到很好解决. 因此, 这些方法难以同时满足精度、实时性及数据存储量的苛刻要求.

本文在 NASA PSC 计划中常用的推进系统模型的基础上, 提出并建立了一种考虑外流特性的简化进气道模型及简化发动机模型, 以解决超声速巡航安装推力与发动机净推力差别较大的问题. 机载模型建立过程中, 对简化发动机模型扩展到全包线所使用的相似准则、分段线性化建模方法及简化进气道模型安装推力的计算方法做了新的改进.

为方便起见, 文中涉及的符号含义在表 1 中列出.

截面示意图如图 1 所示. 图中: 1 截面为发动机进口, 2 截面为风扇进口, 22 截面为风扇出口,

表 1 符号表
Table 1 Symbol table

参数	含义	参数	含义	参数	含义
H	高度	T	总温	F_r	发动机安装推力
Ma	马赫数	p	总压	F_{en}	发动机推力
N_i	低压转子相对转速	p_s	静压	F_{spill}	进气道溢流阻力
N_c	高压转子相对转速	$\dot{m}_a$	空气流量	F_{bleed}	进气道放气阻力
$\dot{m}_{fb}$	燃油流量	$\dot{m}_g$	燃气流量	$R_{atioblead}$	进气道放气系数
A_8	尾喷口喉道面积	S_{ml}	风扇喘振裕度	V	气体流速
α_f	风扇导叶角	S_{mh}	压气机喘振裕度	下标 cor	换算
α_c	压气机导叶角				

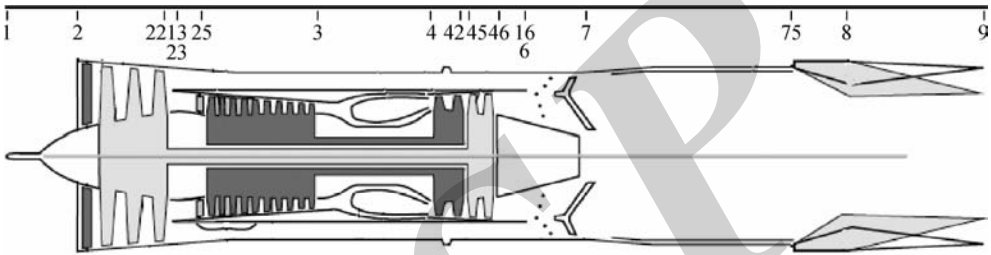


图 1 发动机截面示意图
Fig. 1 Engine section diagram

13 和 23 截面分别为外涵道、内涵道进口,25 截面为压气机进口,3 截面为燃烧室进口,4 截面为高压涡轮进口,42 截面为高压涡轮出口,45 截面为低压涡轮转子进口,46 截面为低压涡轮出口,16 截面为外涵道出口,6 截面为内涵道出口及掺混室进口,7 截面为加力燃烧室进口,75 截面为加力燃烧室出口,8 截面为尾喷管喉道,9 截面为尾喷管出口。

1 机载推进系统模型建立的相似准则

机载推进系统模型在精度、实时性以及存储量上均有苛刻的要求,为适应宽包线、大状态的要求,必须借助发动机的固有相似特性对建模数据量进行合理压缩. 如 NASA 在 PSC 计划的机载模型^[17-18]使用的相似准则为 $p_{3cor} = \text{const}$, $p_{6cor} = \text{const}$,将 $(H = 9144 \text{ m} (30000 \text{ ft}), Ma = 0.9)$ 下建立的机载推进系统模型通过相似变化扩展到全包线。

一般而言,几何相似的双轴混排涡扇发动机的相似准则为^[19]: $Ma = \text{const}$, $N_{fcor} = \text{const}$. 其中 $Ma = \text{const}$ 保证进气道的气动力学相似,进气道之外的部件相似准则为 $N_{fcor} = \text{const}$, $A_8 = \text{const}$. 显然 $N_{fcor} = \text{const}$, $A_8 = \text{const}$ 等价于 $p_{3cor} =$

const , $p_{6cor} = \text{const}$,缘由如下: 当 $p_{3cor} = \text{const}$, $p_{6cor} = \text{const}$ 时, $A_8 = \text{const}$ 也成立,因此 $p_{6cor} = \text{const}$ 准则可由 $A_8 = \text{const}$ 代替;又由压气机涡轮共同工作可知,给定任一换算参数相似,共同工作点唯一确定,因此 $p_{3cor} = \text{const}$ 与 $N_{fcor} = \text{const}$ 等价。

而通常对于黏性可压缩气体计及热交换和流动相似时,应保证有 7 个相似准则相等^[20]

$Sh = \text{const}, Fr = \text{const}, Re = \text{const}, Ma = \text{const},$

$k = \text{const}, Fo = \text{const}, Pr = \text{const} \quad (1)$

式中斯特劳哈尔准则 $Sh = l/ct$ 为过程的非定常性和过程的无量纲时间特性;费劳得准则 $Fr = c^2/gl$ 为重力对流体流动性质的影响;雷诺准则 $Re = c\rho l/\mu$ 为气体可压缩性影响的程度;马赫准则 Ma 表征速度相对改变对单位气体容积相对变化的影响;泊松准则 $\kappa = c_p/c_v$ 为气体物理性质,与介质性质和温度有关;傅里叶准则 $Fo = at/l^2$ 为非定场热过程的无量纲时间特性;普朗特准则 $Pr = c_p\mu/\lambda$, 由表示物理介质的参数组成与介质性质有关。

实际上,同时满足几个相似准则是难以做到的,因为这样做会导致自相矛盾的要求. 通常只有一、二个相似参数起主导作用,航空发动机中起决定作用的相似准则为马赫准则,即满足相应截面

上气流的绝对运动 Ma 及相对运动 Ma 相等, 发动机工作视为相似. 进一步研究发现, NASA PSC 计划中使用的准则 ($p_{3cor} = \text{const}$, $p_{6cor} = \text{const}$) 仅保证相对 Ma 相等, 而不满足绝对 Ma 相等, 因而不能保证实际的推进系统状态相似. 由此, 可导出 $Ma = \text{const}$, $N_{fcor} = \text{const}$, $A_8 = \text{const}$ 准则, 然而即使满足 $Ma = \text{const}$, $N_{fcor} = \text{const}$, $A_8 = \text{const}$ 准则, 在高空低速飞行时, 雷诺数 Re 减小以致黏性力与惯性力相比, 黏性力的影响不能忽略不计, 在高速飞行时, 发动机进口的总温增加, 使空气比热发生较大变化, 同时大气湿度变动也会使气体性质参数发生较大变化, 这些因素都会引起共同工作点在工作线上的移动^[21]. 本文研究的发动机对象主要是超声速区域, Re 处于自模化区, 湿度因素也暂不考虑, 主要考虑比热的变化, 因此可得出 $\kappa = \text{const}$, $Ma = \text{const}$, $N_{fcor} = \text{const}$, $A_8 = \text{const}$ 准则.

由于等熵指数 κ 的变化由高度 H 的改变引起, 因而可以进一步简化. 发动机进口条件为 T_2 , p_2 , 其计算式如式(2)

$$\begin{cases} T_0 = \begin{cases} 288.15 - 6.5H & H < 11 \text{ km} \\ 216.7 & 11 \text{ km} \leq H \leq 24 \text{ km} \end{cases} \\ T_2 = T_1 = T_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2\right) \\ p_0 = \begin{cases} 1.01e^5 \cdot (1 - 0.02256H)^{5.26} & H < 11 \text{ km} \\ 22632/e^{0.1577(H-11)} & 11 \text{ km} \leq H \leq 24 \text{ km} \end{cases} \\ p_1 = p_0 \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \\ p_2 = p_1 \cdot \sigma \end{cases} \quad (2)$$

由式(2)可以看出, Ma 的影响体现在 T_2 和 p_2 上. 由于总压 p_2 的改变不影响发动机共同工作, 只有总温 T_2 影响发动机共同工作. 所以, Ma 中对共同工作起影响的部分也蕴含在了 T_2 中, 即可用 $T_2 = \text{const}$ 准则替换 $Ma = \text{const}$. 基于变比热非线性部件级模型的仿真试验也表明: $T_2 = \text{const}$ 替换 $Ma = \text{const}$ 准则后相似换算时依然可行, 且精度更高, 究其原因, $T_2 = \text{const}$ 等价于等熵指数 $\kappa = \text{const}$ 准则.

综上, 初步改进后的相似准则为: $T_2 = \text{const}$, $N_{fcor} = \text{const}$, $A_8 = \text{const}$, 为方便机载发动机模型建模, $N_{fcor} = \text{const}$ 准则替换为 $\dot{m}_{fcor} = \text{const}$ 准则. 原因如下: 相同与 PSC 中的稳态插值方法, 按相似准则数 T_2 , N_{fcor} , A_8 插值出的稳态基点值固然符合相似准则, 但可调控制变量 $\dot{m}_{fcor}$, A_8 , α_f , α_c

变化后, 不同飞行条件 (H, Ma) 下的 N_{fcor} 变化有区别, N_{fcor} 不再相似, 因此模型输出量相似换算时会有较大误差. 而由发动机共同工作条件可知, 当工作线确定时, $N_{fcor} = \text{const}$ 等价于 $\dot{m}_{fcor} = \text{const}$, 因而可用 $\dot{m}_{fcor}$ 代替 N_{fcor} 准则. 由于 $\dot{m}_{fcor}$ 本身也是控制变量之一, 与几何部件控制变量 A_8 , α_f , α_c 是独立的, 因此可调控控制变量 $\dot{m}_{fcor}$, A_8 , α_f , α_c 变化后各工作点仍然满足 $\dot{m}_{fcor} = \text{const}$. 与 NASA PSC 计划中使用的 $p_{3cor} = \text{const}$, $p_{6cor} = \text{const}$ 准则相比, 改进后的 $T_2 = \text{const}$, $\dot{m}_{fcor} = \text{const}$, $A_8 = \text{const}$ 准则优点在于, 其不仅计算稳态基准点的精度更高, 且在控制变量变化后的插值计算中, 也能始终符合高精度的相似准则.

2 机载推进系统模型的建立

在超声速状态下, 发动机的安装推力受到进气道溢流阻力的影响极大, 常规仅考虑进气道内流特性的建模方法不再适用于这种情况, 因而必须建立一种能够反映外流特性的进气道模型, 以计算推进系统的安装性能. 机载推进系统模型包括简化进气道模型及简化发动机模型. 其中进气道模型考虑外流特性, 不符合相似准则, 故单独建立并将输出参数 T_2 , p_2 作为简化发动机模型的输入; 简化发动机模型可按稳态线性模型建立方法建立, 并按相似准则进行包线扩展. 本节介绍了简化进气道模型的建模方法; 对简化发动机稳态线性模型建模方法进行了改进, 并按上节提出的新相似准则进行了包线扩展以适应全包线全状态使用的需求. 以下的机载发动机模型均基于准则 $T_2 = \text{const}$, $\dot{m}_{fcor} = \text{const}$, $A_8 = \text{const}$ 进行建模.

2.1 考虑外流特性的简化进气道模型的建立

这里建立的简化进气道模型的外流特性主要为溢流阻力与放气阻力, 描述进气道溢流阻力与放气阻力的特性参数分别为溢流阻力系数 C_{spill} 、放气阻力系数 C_{bleed} , 数据来源于 NASA 通用超声速进气道建模数据库^[22]. 进气道模型的输入 $\mathbf{u} = [H \quad Ma \quad R_{atiobleed}]^T$, 输出 $\mathbf{Y} = [p_2 \quad T_2]^T$. 详细的模型建立方法参考文献[23], 本文不再详述. 进气道模型计算发动机安装推力 F_r

$$F_r = F_{en} - F_{spill} - F_{bleed} \quad (3)$$

发动机净推力 F_{en} 的计算公式如下:

$$F_{en} = \dot{m}_{g9} \cdot V_9 - \dot{m}_{a2} \cdot V_0 + (p_{s9} - p_0) \cdot A_8 \quad (4)$$

经反复试验发现, F_{en} 中蕴含 V_0 和 p_0 的两项及溢流阻力 F_{spill} 、放气阻力 F_{bleed} 不符合相似准则, 但不含 V_0 和 p_0 的两项符合相似准则. 因此安装推力的计算流程如下: 由基于新相似准则的简化发动机模型计算 $\dot{m}_{g9} \cdot V_9 + p_{s9} \cdot A_9$ 部分; 而由简化进气道模型则计算 $\dot{m}_{a2} \cdot V_0 + p_0 \cdot A_9$, F_{spill} , F_{bleed} 部分.

2.2 基于新相似准则的简化发动机模型的建立

2.2.1 简化发动机稳态线性模型的建立

该稳态线性模型是基于推进系统矩阵 (PSM, propulsion system matrix) 建立的双轴涡扇发动机从风扇到尾喷口的稳态线性变量模型, 主要任务是计算无法在线测量的输出参数及其随状态变化的梯度值, 即

$$\mathbf{Y} = \mathbf{Y}_0 + \Delta \mathbf{Y} \quad (5)$$

式中模型的输入 $\mathbf{u} = [T_2 \ \dot{m}_{fbcor} \ A_8 \ \alpha_f \ \alpha_c]^T$, 输出为 $\mathbf{Y} = [N_{fcor} \ N_{ccor} \ T_{3cor} \ T_{41cor} \ T_{6cor} \ p_{3cor} \ p_{6cor} \ \dot{m}_{a2cor} \ S_{ml} \ S_{mh} \ F]^T$, $\mathbf{u}$ 和 $\mathbf{Y}$ 中各变量含义见表 1. 此处 F 是安装推力中符合相似准则的部分, 即 $\dot{m}_{g9} \cdot V_9 + p_{s9} \cdot A_9$. 这些变量都能以高精度换算到不同 H, Ma 下, $\mathbf{Y}_0$ 为其基准值 (地面换算量), $\Delta \mathbf{Y}$ 为其变化梯度值 (地面换算量).

1) 求取基准值

基准点指导叶角处于额定状态, α_f, α_c 均为零, 仅有 $T_2, \dot{m}_{fbcor}, A_8$ 在变化. 选取工作点设计 PSM 矩阵, 同时保存该工作点的 $\mathbf{Y}_0$, 最后利用相邻工作点的 $\mathbf{Y}_0$ 按 $T_2, \dot{m}_{fbcor}, A_8$ 三维线性插值求取当前工作点的 $\mathbf{Y}_0$ 值.

2) 求取梯度值

在各小区域线性范围内, 通过线性化方法可确定 $\mathbf{u}_j$ 与 $\mathbf{y}_i$ ($i=1, 2, \dots, 11; j=1, 2, \dots, 5$) 之间的函数关系, 归一化处理后该函数关系如下:

$$\Delta \mathbf{y}_i = \sum_j (\mathbf{p}_{ij} \cdot \Delta \mathbf{u}_j) \quad (6)$$

式中 $\Delta \mathbf{y}_i = (\mathbf{y}_i - \mathbf{y}_{i0}) / \mathbf{y}_{id}$, $\Delta \mathbf{u}_j = (\mathbf{u}_j - \mathbf{u}_{j0}) / \mathbf{u}_{jd}$. 其中 $\mathbf{y}_{i0}, \mathbf{u}_{j0}$ 为初始稳态点的输出量和控制量; $\mathbf{y}_{id}, \mathbf{u}_{jd}$ 为设计点值; $\mathbf{p}_{ij}$ 为 PSM 矩阵元素, 指相应某控制量产生单位变化时, 所引起的发动机稳态输出的相对变化值, 即

$$\mathbf{p}_{ij} = \frac{\bar{\mathbf{y}}_i - \mathbf{y}_i}{\Delta \mathbf{u}_j \cdot \mathbf{y}_{i0}} \quad (7)$$

式中 $\bar{\mathbf{y}}_i$ 为某一控制量变化后的 $\mathbf{y}_i$. 因而, 对本文建立的稳态模型式 (6) 又可表示为

$$\begin{bmatrix} \Delta N_f \\ \Delta N_c \\ \Delta T_3 \\ \Delta T_{41} \\ \Delta T_6 \\ \Delta p_{3cor} \\ \Delta p_{6cor} \\ \Delta \dot{m}_{a2cor} \\ \Delta S_{ml} \\ \Delta S_{mh} \\ F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_{00} & p_{01} & p_{02} & p_{03} & p_{04} \\ p_{10} & p_{11} & p_{12} & p_{13} & p_{14} \\ p_{20} & p_{21} & p_{22} & p_{23} & p_{24} \\ p_{30} & p_{31} & p_{32} & p_{33} & p_{35} \\ p_{40} & p_{41} & p_{42} & p_{43} & p_{44} \\ p_{50} & p_{51} & p_{52} & p_{53} & p_{54} \\ p_{60} & p_{61} & p_{62} & p_{63} & p_{64} \\ p_{70} & p_{71} & p_{72} & p_{73} & p_{74} \\ p_{80} & p_{81} & p_{82} & p_{83} & p_{84} \\ p_{90} & p_{91} & p_{92} & p_{93} & p_{94} \\ p_{100} & p_{101} & p_{102} & p_{103} & p_{104} \\ p_{110} & p_{111} & p_{112} & p_{113} & p_{114} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta T_2 \\ \Delta \dot{m}_{fbcor} \\ \Delta A_8 \\ \Delta \alpha_f \\ \Delta \alpha_c \end{bmatrix} \quad (8)$$

2.2.2 稳态线性模型的改进

航空发动机线性化的思想是假设在小偏离范围内发动机的特性是线性的, 在稳态工作点附近将发动机非线性函数按泰勒级数展开为幂级数, 并只取级数的一次项. 航空发动机工程上常要求稳态模型误差在 2% 以内, 因此线性模型建模会造成两个问题: ① 发动机特性只有在小偏离范围内精度较高, 按改进前的相似准则扩展到全包时线换算精度低, 因此要适用于全包线, 全状态必须存储大量线性模型, 造成数据存储量极大; ② 当控制量较少时, 控制量间相互影响较小, 控制量按线性叠加处理时, 忽略的非线性部分影响小, 但因为现代航空发动机可控制量越来越多, 输出量与控制量的关系越来越复杂, 不再是简单的线性叠加, 非线性作用强, 因此线性模型的稳态建模误差会更大, 因而难以满足工程精度要求.

我们研究反现, 为提高线性模型的精度, 可将线性模型泰勒展开式中忽略掉的非线性余项再度加入线性模型中, 构成含余项的稳态变量模型, 在提高模型精度的同时复杂度不明显增加, 实时性得到了保持. 加入非线性余项带来了两个必须解决的问题: ① 加入非线性余项后, 原模型不再符合线性叠加原理; ② 随着展开阶次的提高, 泰勒展开式越发接近原非线性函数, 但非线性余项数却急剧增加, 数据存储量增加太多, 因此加入余项的阶次选择极为关键. 对问题 ①, PSC 属于稳态优化, 不涉及需要满足线性叠加原理的内容, 这样的处理不会造成问题. 对于问题 ②, 双轴涡扇发动机常看做 2 阶系统, 展开阶次过高并无必要, 而基于非线性部件级模型的试验也证明了: 2 阶以上余项的加入对稳态模型精度提升很小, 且影响精度的主要项数在零阶项、1 阶项及 2 阶项. 因此展开阶

次最好为 2 阶. 含 2 阶余项的稳态变量模型任一输出的展开式表示如式(9), 式中(A)项表示基点值, (B)项表示梯度项, (C)项表示 2 阶项, 限于篇

$$f(T_2 + \Delta T_2, \dot{m}_{fcor} + \Delta \dot{m}_{fcor}, A_8 + \Delta A_8, \alpha_f + \Delta \alpha_f, \alpha_c + \Delta \alpha_c) =$$
$$\underbrace{f(T_2, \dot{m}_{fcor}, A_8, \alpha_f, \alpha_c)}_{(A)} + \underbrace{\left(\frac{\partial^2 f}{\partial T_2 \partial \dot{m}_{fb}}\right)_0 \Delta T_2 \Delta \dot{m}_{fb} + \left(\frac{\partial^2 f}{\partial T_2 \partial A_8}\right)_0 \Delta T_2 \Delta A_8 + \cdots + \left(\frac{\partial f}{\partial T_2}\right)_0 \Delta T_2 + \left(\frac{\partial f}{\partial \dot{m}_{fcor}}\right)_0 \Delta \dot{m}_{fcor} + \left(\frac{\partial f}{\partial A_8}\right)_0 \Delta A_8 + \left(\frac{\partial f}{\partial \alpha_f}\right)_0 \Delta \alpha_f + \left(\frac{\partial f}{\partial \alpha_c}\right)_0 \Delta \alpha_c}_{(B)} + \underbrace{\cdots}_{(C)} \quad (9)$$

经反复试验发现: 基于新相似准则的简化发动机模型只需 3~5 个泰勒展开基点值即可覆盖 $H=9\sim 14\text{ km}$, $Ma=1.1\sim 1.6$ 的大飞行包线, 无须建立大量的子模型, 基点数相较于常用的分段线性模型大大降低, 建模精度较相同稀疏度的分段线性模型显著提高, 解决了分段线性模型遇到的数据量急剧增加及多输入变量时精度显著下降等难题; 且该方法在优化控制过程中始终满足相似准则, 克服了 H 变化对等熵指数 κ 的影响, 因此可以在保持较高精度的前提下换算到不同 H 和 Ma 下, 优于 NASA 按 $p_{3cor} = \text{const}$, $p_{6cor} = \text{const}$ 相似原理建立的分段稳态线性模型.

2.3 机载推进系统模型的建立

在简化进气道模型及简化发动机模型建立后, 考虑到两者的共同工作, 最终实现完整的机载推进系统模型的建立. 共同工作的匹配如下: 将发动机控制量变化所引起的风扇换算流量的变化输入进气道模型, 由于进气道-发动机流量保持平衡, 发动机进口流量等于进气道出口流量, 从而计算出进气道的流量系数及进口条件 p_2 和 T_2 , 进而可以依据其对简化发动机换算参数进行处理, 最终得到实际参数值. 整个机载推进系统模型的结构框图如图 2 所示.

机载推进系统模型的输入 $u = [H\ Ma\ R_{atiobled}\ \dot{m}_{fcor}\ A_8\ \alpha_f\ \alpha_c]^T$, 输出 $Y = [N_f\ N_c\ T_3\ T_{41}\ T_6\ p_3\ p_6\ \dot{m}_{a22}\ S_{ml}\ S_{mh}\ F_r]^T$. 可对包线范围内任意 H, Ma ,

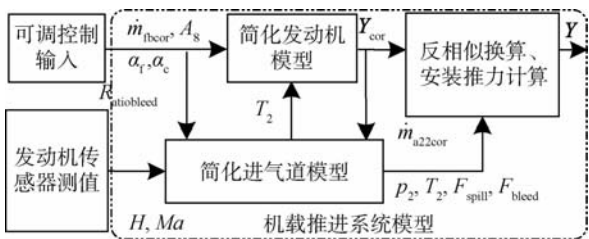


图 2 机载推进系统模型结构框图

Fig. 2 On board propulsion system model structure

幅未写出全部项. 式(8)中的每个输出量都可由该展开式计算, 由此即得简化发动机模型. 在寻优控制过程中 T_2 不变, 可变量为 $\dot{m}_{fcor}, A_8, \alpha_f, \alpha_c$.

$R_{atiobled}, \dot{m}_{fcor}, A_8, \alpha_f, \alpha_c, d_f, d_c, d_h, d_l$ 计算, 以对 $R_{atiobled}, \dot{m}_{fcor}, A_8, \alpha_f, \alpha_c$ 进行五变量性能寻优控制.

3 仿真实验

3.1 建模相似准则的精度验证

为了验证文中第 2 节得出的结论, 以下对相似准则 1: $T_2 = \text{const}, \dot{m}_{fcor} = \text{const}, A_8 = \text{const}$; 准则 2: $Ma = \text{const}, \dot{m}_{fcor} = \text{const}, A_8 = \text{const}$; 准则 3: $\dot{m}_{fcor} = \text{const}, A_8 = \text{const}$ 进行相似转换, 并进行参数计算精度验证.

分别在工作 A 点 ($H=11\text{ km}, Ma=1.6316$), B 点 ($H=10\text{ km}, Ma=1.6316$), C 点 ($H=10\text{ km}, Ma=1.5617$), D 点 ($H=10\text{ km}, Ma=1.4$). 预先设置 $N_{fcor}, A_8 = \text{const}$. A 点和 B 点满足准则 2, A 点和 C 点则满足准则 1, A 点和 D 点只满足准则 3. 将这 3 个点的各截面参数值换算到地面大气标准条件下进行对比, 各点参数值如表 2 所示.

表 2 各截面参数转换到地面的值

Table 2 Parameters value of each section cross converted to standard ground state

参数	A 点	B 点	C 点	D 点
T_{22cor}	1.5199	1.59729	1.5199	1.5251
P_{22cor}	3.7117	3.7187	3.7117	3.7363
$\dot{m}_{a22cor}$	119.0227	118.9737	119.0211	120.0315
T_{25cor}	1.5199	1.5979	1.5199	1.5251
p_{25cor}	3.6740	3.6809	3.6739	3.6983
$\dot{m}_{a25cor}$	97.8702	97.7178	97.8699	98.2906
T_{41cor}	5.3363	5.3260	5.3364	5.3848
p_{41cor}	20.2235	20.2361	20.2232	20.4532
$\dot{m}_{g41cor}$	78.2606	78.2603	78.2606	78.2613
T_{45cor}	4.3033	4.3033	4.3033	4.3251
p_{45cor}	7.1382	7.1483	7.1381	7.2070
$\dot{m}_{g45cor}$	95.6269	95.6253	95.6269	95.6348
T_{8cor}	3.1954	3.2005	3.1954	3.2027
p_{8cor}	3.2710	3.2771	3.2710	3.2928
S_{ml}	0.3074	0.3044	0.3074	0.3058
S_{mh}	0.2475	0.2469	0.2475	0.2476

由表 2 可以看出,满足准则 1 的 A 点和 C 点换算到地面后误差不高于 0.002%,满足准则 2 的 A 点和 B 点换算到地面后误差不高于 0.2%,仅满足准则 3 的 A 点和 D 点换算到地面后误差不高于 1%。各相似准则的参数计算精度对比如下:准则 1>准则 2>准则 3。其他大量包线点的换算结果类似,限于篇幅不再列举,因而仿真试验验证了文中第 2 节所得出的结论的正确性。

3.2 机载推进系统模型精度验证

验证方法如下:在 $H=9\sim14\text{ km}$, $Ma=1.1\sim1.7$ 的飞行包线范围,大状态变化,未退化情况下对机载推进系统模型输入分别取不同值,共计 25 个测试点,求出机载推进系统模型输出值并与非线性部件级模型的同名参数作对比。仿真结果见图 3,图中横坐标为测试点个数。纵坐标中只列举了最重要的参数:低高压转子相对转速 N_f, N_c ;各截面总温 T_3, T_{41}, T_6 ;低高压喘振裕度 S_{ml}, S_{mh} ;安装推力 F_r 。由图 3 可以看出,机载推进系统模型各输出参数在各测点均逼近于非线性部件级模型同名输出值,计算误差在 0.5% 以内。其中安装推力 F_r 的计算结果,说明提出的对安装推力

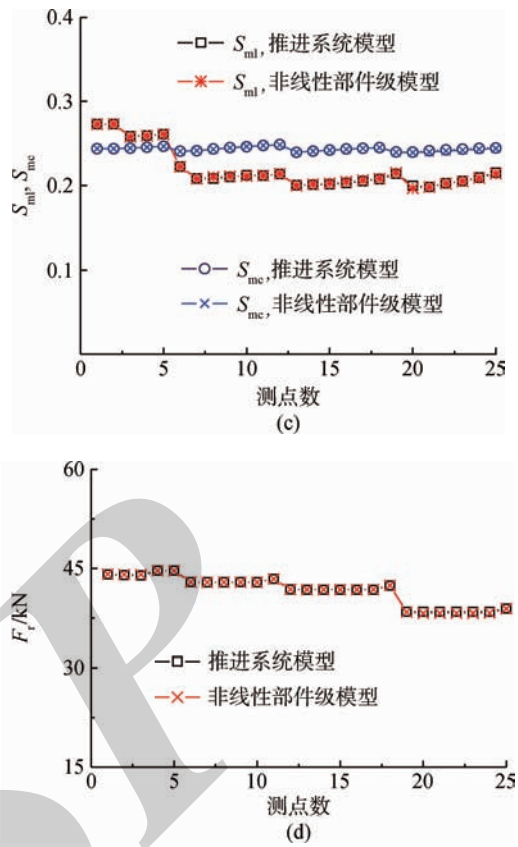


图 3 机载推进系统模型仿真图

Fig. 3 Figure of on-board aero engine model simulation

进行拆分处理是更加合理且有效的。

4 结 论

1) 机理分析与仿真得出,与 NASA PSC 计划中机载推进系统模型建立所依据的相似准则相比,在 $T_2 = \text{const}$, $N_{\text{fcor}} = \text{const}$, $A_8 = \text{const}$ 准则下,机载模型具有更高的建模精度。

2) 通过超声速进气道、发动机的独立建模计算,实现了对超声速状态下安装推力的精确估计。

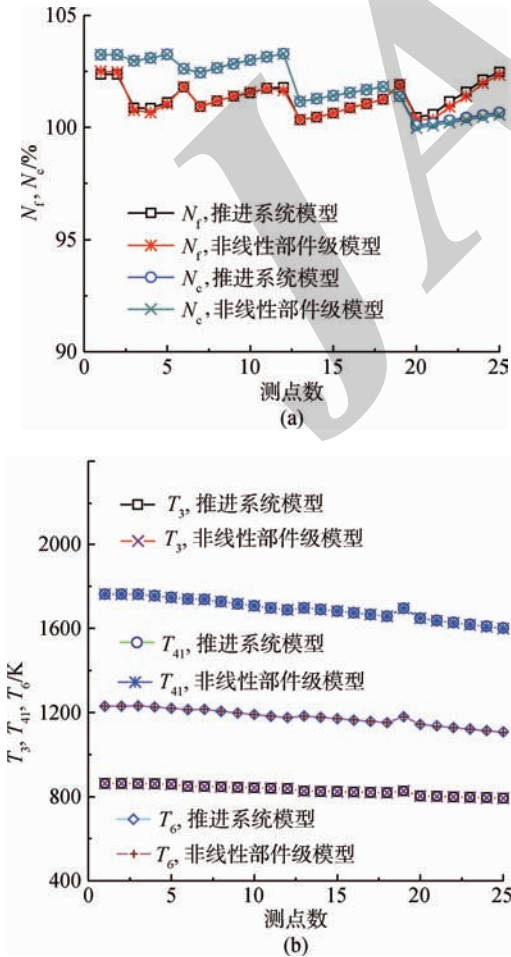
3) 提出的建模方法可用于多变量、高精度推进系统稳态模型的建模,实时性高、存储量小。所建立的机载推进系统模型可用于航空发动机的在线实时优化控制、状态监测等任务。

参考文献:

[1] Gilyard G B, Orme J S. Performance-seeking control: program overview and future directions[R]. AIAA 93-3765-CP, 1993.

[2] Gilyard G B, Orme J S. Subsonic flight test evaluation of a performance seeking control algorithm on an F-15 airplane [R]. AIAA 92-3743, 1992.

[3] Garg S. NASA glenn research in controls and diagnostics for intelligent aerospace propulsion systems[R]. NASA/



- TM-2005-214036, 2005.
- [4] Litt J S, Simon D L, Garg S, et al. A survey of intelligent control and health management technologies for aircraft propulsion systems[R]. NASA/TM-2005-213622, 2005.
- [5] Garg S. aircraft turbine engine control research at NASA Glenn Research Center[R]. NASA/TM-2013-217821, 2013.
- [6] 尹大伟. 航空发动机模型求解算法及性能寻优控制中的参数估计研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2011.
- YIN Dawei. Algorithms for solving aeroengine nonlinear mathematical model and parameter estimation in performance-seeking control[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [7] 王海泉, 欧阳玲, 黄杰. 涡扇发动机机载自适应模型及其性能蜕化估计[J]. 计算机仿真, 2012, 29(10): 76-80.
- WANG Haiquan, OUYANG Ling, HUANG Jie. Research on airborne real-time adaptive model of aero-engine and performance degenerate estimate[J]. Computer Simulation, 2012, 29(10): 76-80. (in Chinese)
- [8] 鲁峰, 黄金泉, 吕怡秋, 等. 基于非线性自适应滤波的发动机气路部件健康诊断方法[J]. 航空学报, 2013, 34(11): 2529-2538.
- LU Feng, HUANG Jinquan, LÜ Yiqiu, et al. Aircraft engine gas-path componets health diagnosis based on nonlinear adaptive filters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(11): 2529-2538. (in Chinese)
- [9] 鲁峰, 黄金泉, 陈煜. 航空发动机部件性能故障融合诊断方法研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1649-1653.
- LU Feng, HUANG Jinquan, CHEN Yi. Research on performance fault fusion diagnosis of aero-engine component[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1649-1653. (in Chinese)
- [10] 王芳, 樊思齐. MAPS 方法在航空发动机性能寻优控制中的作用[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 503-507.
- WANG Fang, FAN Siqi. Study of methods for turbofan engine performance seeking control[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 503-507. (in Chinese)
- [11] 朱玉斌, 樊思齐, 李华聪, 等. 航空发动机性能寻优控制混合优化算法[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 422-426.
- ZHU Yubin, FAN Siqi, LI Huachong, et al. Research of hybrid optimization method for aeroengine performance seeking control[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 422-426. (in Chinese)
- [12] 刘小勇, 樊思齐. 采用 BP 网络辨识航空发动机数学模型[J]. 航空动力学报, 1996, 11(2): 153-156.
- LIU Xiaoyong, FAN Siqi. A use of BP network to identify aero-engine mathematical model[J]. Journal of Aerospace Power, 1996, 11(2): 153-156. (in Chinese)
- [13] 丁凯峰, 樊思齐. 基于 RBF 网络的航空发动机辨识模型[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 205-208.
- DING Kaifeng, FAN Siqi. Aero-engine identification model based on RBF network I[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3): 205-208. (in Chinese)
- [14] ZHAO Yongping, SUN Jianguo. Fast online approximation for hard support vector regression and its application to analytical redundancy for aeroengines[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(2): 145-152.
- [15] ZHAO Yongping, SUN Jianguo. A fast method to approximately train hard support vector regression[J]. Neural Networks, 2010, 23(10): 1276-1285.
- [16] 王健康. 航空发动机模型基优化控制技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
- WANG Jiankang. Research on model-based optimal control for aero-engines[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [17] Smith R H, Chisholm J D, Stewart J F, et al. Optimizing aircraft performance with adaptive, integrated flight/propulsion control[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1991, 113(1): 88-94.
- [18] Powers S G. An electronic workshop on the performance seeking control and propulsion controlled aircraft results of the F-15 highly integrated digital electronic control flight research program[R]. NASA TM-104278, 1995.
- [19] 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.
- [20] 聂恰耶夫 Ю H. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐, 译. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [21] 王琴芳. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 南京: 南京航空航天大学出版社, 2010.
- [22] Ball W H. Rapid evaluation of propulsion system effects[R]. Technical Report AFFDL-TR 78-91, 19.
- [23] 孙丰勇, 张海波, 叶志峰. 超声速进气道/发动机一体化控制[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2279-2287.
- SUN Fengyong, ZHANG Haibo, YE Zhifeng. Study of integrated performance for supersonic inlet/engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(10): 2279-2287. (in Chinese)

(编辑: 叶 青)