

空间轨道转移飞行器推进系统静态仿真分析

陈 朝, 黄敏超

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 采用模块化方法建立了空间轨道转移飞行器推进系统的静态数学模型, 用 C 语言开发出对应静态模型的仿真计算软件, 应用该软件分别对 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 、 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{UDMH}$ 、 LO_2/LH_2 、 $\text{LO}_2/\text{RP-1}$ 等推进剂组合推进系统进行静态仿真计算, 并把计算结果导入相关质量模型, 估算各系统在特定条件下的质量, 再对上述几种推进系统进行单干扰因素分析, 确定了敏感度较大的干扰因素。

关键词: 推进系统; 静态数学模型; 质量估算; 干扰因素

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2007) 06-0022-06

Static state simulation study of orbital transfer vehicle propulsion system

Chen Zhao, Huang Minchao

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The static state mathematical model of the liquid propellant orbital transfer propulsion system was set up and the simulation software corresponding to the model was developed in C language. The static simulation of four compound propulsion systems such as $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$, $\text{N}_2\text{O}_4/\text{UDMH}$, LO_2/LH_2 , $\text{LO}_2/\text{RP-1}$ were made separately. The simulation results were introduced into mass model and the mass of those systems in certain conditions were obtained. At last, the single interfering factor analysis was conducted, and the most sensitive interfering factors were determined.

Key words: propulsion system; static state mathematical model; mass model; interfering factors

符号说明:

p —— 压力, Pa

T —— 温度, K

q —— 质量流量, kg/s

ρ —— 液体密度, kg/m^3

收稿日期: 2006-12-28; 修回日期: 2007-05-22。

作者简介: 陈朝 (1982—), 男, 硕士研究生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

ε	—— 扩张比	ξ	—— 流阻系数
A_i	—— 喉部面积, m^2	η_c	—— 燃烧效率
η_n	—— 喷管效率	R	—— 燃气常数, $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$
K	—— 推进剂组元比	γ	—— 等熵指数
I_{sp}	—— 真空比冲, $\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$	F_{vac}	—— 真空推力, N

下标:

o	—— 氧化剂	f	—— 燃料
1	—— 贮箱到三通节点	2	—— 三通到 1 号推力室
3	—— 三通到 2 号推力室	T	—— 贮箱
c	—— 燃烧室	n	—— 三通节点
p	—— 沿程流阻	q	—— 局部流阻
e	—— 出口		

1 引言

推进系统静态特性计算是推进系统及其各组件工作过程研究的重要组成部分,是进行动态特性计算、质量计算等后续构型研究的基础。静态模型的建立和仿真的目标是确定系统各相关组件工作参数及系统性能随系统内部参数或外部参数变化的平衡关系,以研究参数变化对系统性能的影响。国内关于该专题的研究目前集中在仿真方法的通用化,以及多干扰因素的耦合分析。

LABVIEW 是实验室虚拟仪器集成环境的简称,是目前应用最广、发展最快、功能最强的图形化软件开发集成环境。它的模块化编程思想在处理类似模型仿真计算时优势明显。

本文根据空间轨道转移推进系统的特点,建立其相应的静态数学模型,用 LABVIEW 开发出对应该模型的仿真计算软件,应用该软件分别对 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 、 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{UDMH}$ 、 LO_2/LH_2 、 $\text{LO}_2/\text{RP-1}$ 等推进剂组合的推进系统进行仿真计算,基于计算结果,运用应力分析法和比例系数法估算各系统在特定条件下的质量,最后对各系统进行干扰因素分析,确定敏感度较大的干扰因素,并分析系统因素对干扰因素敏感度的影响。

2 推进系统静态数学模型的建立

空间轨道转移推进系统一般可以多次启动、脉冲工作、推进剂可补加,广泛采用挤压式供应系统,喷管扩张比较大。推进剂贮箱可以选用薄壁结构,使贮箱做得很轻,一般为多贮箱结构,如图 1 所示。

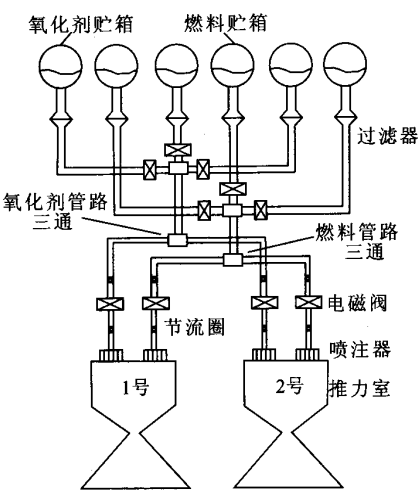


图 1 发动机系统示意图
Fig.1 Schematic of the engine system

根据文献中推导的液体推进剂空间推进系统数学模型, 具体给出该系统的静态模型方程。

从贮箱到三通的压力平衡方程为

$$p_{ot} - p_{on} - (\xi_{op_1} + \xi_{oq_1}) \frac{q_{o1}^2}{\rho_o} = 0 \quad (1)$$

$$p_{ft} - p_{fn} - (\xi_{fp_1} + \xi_{fq_1}) \frac{q_{f1}^2}{\rho_f} = 0 \quad (2)$$

其中, ξ_{op_1} 和 ξ_{fp_1} 分别为氧化剂管路和燃料管路贮箱到三通的沿程流阻之和; ξ_{oq_1} 和 ξ_{fq_1} 分别为贮箱到三通节点的局部流阻之和, 包括贮箱到管路的突扩局部流阻, 过滤器和电磁阀的局部流阻。

两个三通的流量平衡方程为

$$q_{o1} = q_{o2} + q_{o3} \quad (3)$$

$$q_{f1} = q_{f2} + q_{f3} \quad (4)$$

从三通到推力室的压力平衡方程为

$$p_{on} - p_c - (\xi_{op_2} + \xi_{oq_2}) \frac{q_{o2}^2}{\rho_o} = 0 \quad (5)$$

$$p_{fn} - p_c - (\xi_{fp_2} + \xi_{fq_2}) \frac{q_{f2}^2}{\rho_f} = 0 \quad (6)$$

其中, ξ_{op_2} 、 ξ_{fp_2} 为分别氧化剂管路和燃料管路三通节点到推力室的沿程流阻之和; ξ_{oq_2} 、 ξ_{fq_2} 为三通节点到推力室的局部流阻之和, 包括节流圈, 电磁阀和喷注器的局部流阻。

推力室方程为

$$p_{c1} = \frac{C_{th}^* \eta_c}{A_t} (q_{o2} + q_{f2}) \quad (7)$$

$$p_{c2} = \frac{C_{th}^* \eta_c}{A_t} (q_{o3} + q_{f3}) \quad (8)$$

$$F_{vac} = p_c \cdot A_t \cdot C_{f,th} \cdot \eta_n \quad (9)$$

$$I_{sp} = C_{th}^* \cdot C_{f,th} \cdot \eta_c \cdot \eta_n \quad (10)$$

其中, C_{th}^* 为理论特征速度, $C_{f,th}$ 为理论推力系数, 其计算公式如下

$$C_{th}^* = \sqrt{RT_c} \left/ \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}} \right. \quad (11)$$

$$C_{f,th} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \varepsilon \cdot \frac{p_e}{p_c} \quad (12)$$

其中, 喷管出口压力与室压之比 $\frac{p_e}{p_c}$ 可由下式迭代求出:

$$\varepsilon = \varepsilon \left(\frac{p_e}{p_c}, \gamma \right) = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{1}{\gamma}}}{\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}} \quad (13)$$

3 静态仿真分析

采用梯度算法, 用 LABVIEW 软件编程求解以上方程, 并开发了半自动仿真计算软件。软件界面见图 2。

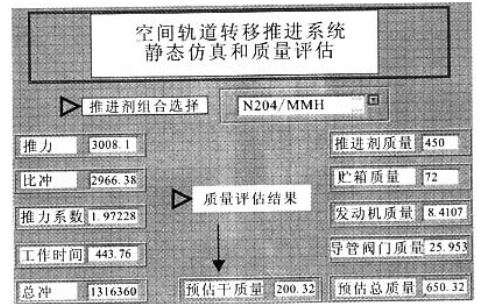


图 2 仿真计算软件界面

Fig.2 Interface of the simulation software

该软件 2 级子模块实现工作贮箱选择, 3 级子模块提供包括贮箱压力、燃烧室压力、喉部面积、扩张比、流量、管路长度、内径、局部阻力组件内径等等参数的输入端口。

利用该软件, 分别对 N_2O_4/MMH 、 $N_2O_4/UDMH$ 、 LO_2/LH_2 、 $LO_2/RP-1$ 等四种空间常用液体推进剂组合进行了仿真计算, 结果如表 1 所示。其中 1 号推进剂为 N_2O_4/MMH , 2 号推进剂为 $N_2O_4/UDMH$, 3 号推进剂为 LO_2/LH_2 , 4 号推进剂为 $LO_2/RP-1$ 。

在计算过程中, 室压均取为 1MPa, 扩张比取为 60, 燃烧效率取为 0.96, 喷管效率取为 0.95。其中在液氧/煤油组合的计算中, 煤油的粘性系数及密度采用克拉玛依 RP-1 型在温度为

293K 时的参数。其余各推进剂组合粘性系数及密度值均是选取在该温度下的相关参数。燃烧室热力参数 R 、 γ 、 T_c 是根据不同混合比的热力计算结果线性插值获得。表 1 为静态仿真结果。

表 1 静态仿真结果
Tab.1 Static simulation results

推进剂编号		1	2	3	4
取 定 参 数	K	1.65	2	5.8	2.5
	p_{c0}/MPa	3.45	3.47	3.47	3.5
	p_w/MPa	3.5	3.48	3.46	3.55
	$A_t \times 10^{-3}/\text{m}^2$	1.65	1.65	1.68	1.64
结 果	$F_{\text{推}}/\text{N}$	3008.1	3028.9	3042.7	3022.6
	$I_{\text{sp}}/(\text{N} \cdot \text{s} \cdot \text{kg}^{-1})$	2966.4	2943.6	3977.9	3049.3

根据仿真结果, 真空推力值和设计值之间偏差小于 2%, 仿真真空比冲值均略大于可查阅资料中给出的真空比冲值, 偏差在 1%~3% 之间。因此, 该静态仿真计算软件是适用于液体推进剂空间轨道转移推进系统静态仿真粗略计算的。

4 质量估算

运用应力分析的方法确定贮箱、燃烧室、喷管、喷注器、导管和阀等推进系统主要部件的质量数学模型。用 LABVIEW 编写对应的计算模块, 把静态仿真计算结果导入, 计算在推进剂质量一定的条件下上述部件的质量。然后运用比例系数法, 确定各系统的总质量。设定推进剂质量为 450kg, 计算结果如表 2 所示。

从结果可以看到, 3 号推进剂 LO_2/LH_2 系统总冲最大, 但是因为液氢的密度较小, 体积相应较大, 需要的贮箱质量较大, 如果其它系统总冲满足任务要求, 则不宜采用此系统; 1、2 号 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 和 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{UDMH}$ 系统相近, $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 系统总冲略大, 目前国内此类推进系统多采用这两种推进剂; 4 号 $\text{LO}_2/\text{RP-1}$ 系统, 总质量和总冲适中, 但因为一些技术因素, 多用于大推力发动机, 在此类推进系统中应用较少。

表 2 质量估算结果
Tab.2 Mass prediction results

推进剂编号	1	2	3	4
贮箱质量/kg	72	72	198	90
发动机质量/kg	8.41	8.45	8.19	8.8
导管阀质量/kg	25.95	26.14	26.9	25.92
总质量/kg	650.32	651.02	777.97	670.55
总冲/(N·s)	1.32e+6	1.29e+6	2.34e+6	1.41e+6

5 干扰因素分析

干扰因素分析是静态仿真计算的重要目的之一。干扰因素见表 3 所列。发动机性能参数对于干扰因素敏感度的定义式为:

$$\frac{d(\ln y_i)}{d(\ln D_k)} = \frac{\frac{\begin{pmatrix} y_i^{(1)} - y_i^{(0)} \end{pmatrix}}{y_i^{(0)}}}{\frac{\begin{pmatrix} D_k^{(1)} - D_k^{(0)} \end{pmatrix}}{D_k^{(0)}}} = \frac{\frac{\delta y_i}{y_i^{(0)}}}{\frac{\delta D_k}{D_k^{(0)}}} \quad (14)$$

上式中 $y_i^{(0)}$ 为发动机性能参数的初始值, $D_k^{(0)}$ 为干扰因素的初始值, $y_i^{(1)}$ 为发动机性能参数的解。上式可理解为发动机性能参数的相对变化量与干扰因素的相对变化量之间的比值。可以用于衡量干扰因素对发动机性能的影响程度。根据敏感度的定义就可以得出发动机性能参数对于单干扰因素(计算时假设仅有一个干扰因素发生变化)的敏感度, 多干扰因素耦合分析是本文的后续工作。

用 LABVIEW 编写干扰因素计算节点, 并分别对四种推进剂组合的推进系统进行了干扰因素分析。这里给出 $\text{LO}_2/\text{RP-1}$ 系统的敏感度计算结果, 如表 4 所示。

表中, 敏感度为性能参数相对变化量与干扰因素相对变化量的比值, 表征推进系统性能参数对各内外干扰因素的敏感程度。各数值的正负表示其增大或减小以及对应的变化关系。

表 3 干扰因素列表
Tab.3 Interfering factors

干扰因素	符号	干扰因素	符号
氧化剂贮箱压力	p_{ot}	沿程流阻(f)	ξ_p
燃料贮箱压力	p_{ft}	贮箱到管路突扩局部阻力(o)	ξ_{o1}
氧化剂密度	ρ_o	贮箱到三通管路上的过滤器局部阻力(o)	ξ_{o2}
燃料密度	ρ_f	贮箱到管路突扩局部阻(f)	ξ_{f1}
燃烧效率	η_c	贮箱到三通管路上的阀门局部阻力(o)	ξ_{f2}
喷管效率	η_n	三通到推力室管路上的阀门局部阻力(o)	ξ_{f3}
喉部面积	A_t	喷注器局部阻力(o)	ξ_{f4}
扩张比	ε	三通到推力室管路上的节流圈局部阻力(f)	ξ_{f5}
沿程流阻(o)	ξ_{op}	喷注器局部阻力(f)	ξ_{f4}

表 4 液氧/煤油系统敏感度计算结果
Tab.4 Calculation results of sensitivity of LO₂/RP-1 propellant system

干扰因素	干扰因素相对变化量	热力敏感度	比冲敏感度	推力相对变化量	比冲相对变化量
p_{ot}	2.857e-2	0.3778	-5.066e-2	1.079e-2	-1.447e-3
p_{ft}	2.739e-2	0.2004	4.157e-2	5.491e-3	1.139e-3
ρ_o	8.703e-3	0.2739	-3.393e-2	2.384e-3	-2.953e-4
ρ_f	1.243e-2	0.1433	3.210e-2	1.781e-2	3.991e-3
η_c	1.075e-2	0.8314	1.0002	8.939e-3	1.075e-2
η_n	1.075e-2	1.0001	1.0002	1.075e-2	1.075e-2
A_t	6.098e-2	0.1584	-1.597e-4	9.659e-3	-9.735e-6
ε	8.333e-2	4.818e-2	4.817e-2	4.015e-3	4.014e-3
ξ_{op}	8.337e-3	-2.148e-2	2.725e-3	-1.791e-4	2.272e-5
ξ_p	2.160e-3	-1.357e-2	-3.005e-3	-2.931e-5	-6.490e-6
ξ_{o1}	3.529e-3	-5.536e-2	6.436e-3	-1.954e-4	2.272e-5
ξ_{o2}	6.772e-2	-1.096e-2	1.342e-3	-7.425e-4	9.086e-5
ξ_{f1}	5.371e-2	-5.475e-2	6.405e-3	-2.941e-3	3.439e-4
ξ_{f2}	0.4706	-5.675e-3	-1.372e-3	-2.670e-3	-6.458e-4
ξ_{f3}	7.125e-2	-2.838e-2	-6.786e-3	-2.022e-3	-4.835e-4
ξ_{f4}	6.843e-2	-5.468e-2	6.354e-3	-3.742e-3	4.348e-4
ξ_{f5}	0.1187	-1.097e-2	1.312e-3	-1.303e-3	1.558e-4
ξ_{f4}	9.589e-2	-2.839e-2	-6.835e-3	-2.722e-3	-6.555e-4

例如,在液氧/煤油系统中,干扰因素 $p_{\sigma T}$ 增大,推力变化量为正,表示随之增大,比冲变化量为负,表示随之减小。从计算结果可知,对不同的推进剂系统,推进剂的比冲、流量、粘性系数等因素对推进系统的敏感度影响较大,三者的不同决定了不同推进剂组合推进系统对干扰因素敏感度的差别。对所计算的四种推进剂系统,推力敏感度较大的干扰因素集中为 $p_{\sigma T}$ 、 p_{IT} 、 ρ_o 、 η_c 、 η_n 、 A_t ,其中对 η_c 、 η_n 、 $p_{\sigma T}$ 、 ρ_o 最为敏感;比冲敏感度较大的干扰因素集中为 p_{IT} 、 η_c 、 η_n ,其中对 η_c 、 η_n 最为敏感。系统对管路沿程及局部流阻的敏感度较小,对流量较大或推进剂粘性系数较大的管路干扰因素敏感度相对稍大。这些结果和分析便于更有针对性地控制干扰因素,调整各干扰因素,达到所需要的设计要求。

6 结论

(1) 仿真结果与可查阅资料给出的相关结果的微小偏差(小于3%)表明,文中提供的液体推进剂空间轨道转移推进系统静态仿真模型及对应的计算软件可用于此种推进系统静态仿真计算。

(2) 质量评估粗略给出各系统在推进剂质量一定情况下的总质量和总冲,对于推进系统方案选择有一定的参考价值。

(3) 干扰因素分析结果表明,推进剂的比冲、流量、粘性系数等因素对推进系统的敏感度影响较大。推进剂比冲较大、流量较大、粘性系数较

大的系统对各干扰因素更为敏感。但比冲较大的系统,推进剂流量会相对较小,因此不同推进剂系统对各干扰因素的敏感度并无很大差别。

(4) 燃烧效率和喷管效率是对推进系统性能影响最大的干扰因素,其敏感度在1左右。管路的局部和沿程流阻影响较小,因此在液体推进剂空间轨道转移推进系统的研制过程中,要注重推进剂种类的优化选择及提高发动机效率。

参考文献:

- [1] 陈杰. 液体推进剂空间推进系统静态数学模型[J]. 上海航天, 1999, (2): 11-15.
- [2] 李自然, 陈小前, 郑伟, 等. 轨道转移推进系统及其分类[J]. 火箭推进, 2005, 31(5): 25-31.
- [3] 陈杰. 航天运载器液体推进剂火箭发动机机构型研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 1991.
- [4] 李家文, 张黎辉, 张雪梅, 等. 空间推进系统静态特性仿真软件研究[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 148-151.
- [5] 王中伟, 张为华, 胡小平, 等. 小推力空间发动机系统优化分析[J]. 中国空间科学技术, 1997, (5): 61-66.
- [6] 褚桂柏 主编. 航天技术概论 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2002.
- [7] 蒋志坚, 张黎辉, 李家文. 空间推进系统静态特性通用仿真方法[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 448-451.
- [8] 杨乐平, 李海涛, 杨磊. LabVIEW 程序设计与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2005.

(编辑: 陈红霞)