

基于发动机干扰力矩分析并联贮箱推进剂剩余量^{*}

孙恒超¹, 郝燕艳¹, 裴胜伟¹, 宋涛², 范为¹, 刘敏¹

(1. 中国空间技术研究院 通信与导航卫星总体部, 北京 100094;
2. 北京控制工程研究所, 北京 100094)

摘要: 针对传统方法不支持多并联贮箱的推进剂剩余量计算、新研方法需新增设备致重量和成本较高的问题, 依据“发动机干扰力矩-卫星质心-推进剂剩余量”三者间的关系, 提出了基于发动机干扰力矩计算并联贮箱推进剂剩余量的方法。给出了计算模型, 确定了发动机干扰力矩与每台并联贮箱推进剂剩余量之间的关系, 给出了数值计算流程, 并开展了若干工况计算, 结果表明, 当并联贮箱排放流量不相等时, 卫星质心会偏移, 导致发动机干扰力矩增加。最后开展了误差分析, 考虑输入参数的工程实际偏差, 得出计算方法综合均方根误差约在1%量级。

关键词: 卫星; 推进分系统; 推进剂剩余量; 轨控发动机; 干扰力矩; 误差分析

中图分类号: V434 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 12-210585-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.210585

Residual Propellant Calculation of Parallel Tanks Based on Engine Disturbance Torque

SUN Heng-chao¹, HAO Yan-yan¹, PEI Sheng-wei¹, SONG Tao², FAN Wei¹, LIU Min¹

(1. Institute of Telecommunication and Navigation Satellite, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;
2. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: The traditional methods cannot calculate the residual propellant in parallel tanks. The innovative methods need additional equipment and have disadvantages of big weight and high cost. To overcome the above problems and according to the relationship of engine disturbance torque, satellite mass center and tank residual propellant, a residual propellant calculation method of parallel tanks based on engine disturbance torque is proposed. Firstly, the computational model is given, and the relationship between engine disturbance torque and residual propellant of each tank is determined. The numerical calculation process is given. Secondly, the calculation under different conditions is carried out, and the results indicate that the satellite mass center is shifted with the unbalance masses of propellant in parallel tanks, as a result, the disturbance torque increases. Lastly, the error analysis is carried out, and the comprehensive root mean square error is about 1% with considering the input parameters engineering practical errors.

Key words: Satellite; Propulsion subsystem; Residual propellant; Orbit control engine; Disturbance torque; Error analysis

* 收稿日期: 2021-07-31; 修订日期: 2021-12-01。

通讯作者: 孙恒超, 博士, 高级工程师, 研究领域为卫星总体设计及空间推进技术。

引用格式: 孙恒超, 郝燕艳, 裴胜伟, 等. 基于发动机干扰力矩分析并联贮箱推进剂剩余量[J]. 推进技术, 2022, 43(12): 210585. (SUN Heng-chao, HAO Yan-yan, PEI Sheng-wei, et al. Residual Propellant Calculation of Parallel Tanks Based on Engine Disturbance Torque[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(12): 210585.)

1 引言

近年来随着卫星推进剂携带量增加及卫星构型优化,越来越多的双组元化学推进系统卫星采用了并联贮箱方案,即各采用2台贮箱分别装填氧化剂和燃烧剂,例如嫦娥三号着陆器^[1]、东方红五号卫星平台^[2]及风云-4卫星^[3]等。

卫星变轨过程中推进剂剩余量的计算是评估卫星在轨寿命的重要工作之一。目前有多种测量方法可以计算推进剂剩余量。代斌等^[4]从基本原理、误差分析、研究进展等方面综述了常用的簿记法(Book-Keeping, BK)、压力体积温度法(Pressure-Volume-Temperature, PVT)和热量激励法(Thermal Gauging Method, TGM)等液体推进剂在轨剩余量测量技术。魏延明等^[5]分析了适用于传统双贮箱结构的推进剂剩余量计算方法对多贮箱并联结构的适应性,提出了新的计算方法,例如超声波流量计法^[6]、气体注入压力激励法等,分析了精度影响因素等。宋涛等^[7-8]分析了地面试验和卫星在轨环境差异对气体注入法测量结果的影响,并对气体注入压力激励法、超声波流量计法、加速度计法、热容法、PVT法、BK法在航天器整个寿命期间不同时期的应用方案进行了研究,提出了3种典型的测量方法组合方案和应用策略。江世臣等^[9]提出了热响应法用于国内卫星推进剂剩余量在轨测量方法的设想,归纳了推进剂在轨空间分布高精度仿真、带液条件下贮箱内复杂传热过程高精度热仿真、贮箱与整星耦合热分析仿真等关键技术。刘建盈等^[10]采用理论分析和试验验证相结合的方法,研究了剩余量直接在轨测量技术原理、影响测量精度的因素及解决措施等问题。傅娟等^[11-12]分析了体积激励法测量液体推进剂量的原理,开展了地面模拟试验,评估了测量误差。

通过梳理得出,传统的BK、PVT和加速度计法不支持多贮箱并联结构的推进剂剩余量计算;新研的超声波流量计法、热容法等可以计算每台贮箱的推进剂剩余量,但是需要卫星配置较多的硬件,例如超声波流量计、加热器和热敏电阻等,重量和成本较高。

本文依据“发动机干扰力矩-卫星质心-贮箱推进剂剩余量”三者之间的关系,提出了一种基于发动机干扰力矩计算并联贮箱推进剂剩余量方法。确定了发动机干扰力矩与每台并联贮箱推进剂剩余量之间的关系,给出了数值计算流程。开展了若干工况计算,并进行了误差分析。

2 计算模型

2.1 并联贮箱卫星结构

并联贮箱化学推进系统的原理图可以参考文献[13-14],并联贮箱卫星的结构^[15]示意如图1所示。2台氧化剂贮箱(MON-a, MON-b)和2台燃烧剂贮箱(MMH-a, MMH-b)沿卫星 z_{sat} 轴对称布置。轨控发动机(Engine)安装在卫星底板中央。卫星变轨时由发动机点火产生推力,加速度的存在使贮箱内推进剂呈现沉底状态。本文研究涉及的坐标系包含卫星机械坐标系 $o_{\text{sat}}x_{\text{sat}}y_{\text{sat}}z_{\text{sat}}$ 、轨控发动机本体坐标系 $o_{\text{eng}}x_{\text{eng}}y_{\text{eng}}z_{\text{eng}}$ 、发动机精测镜坐标系 $o_{\text{cube}}x_{\text{cube}}y_{\text{cube}}z_{\text{cube}}$ 。

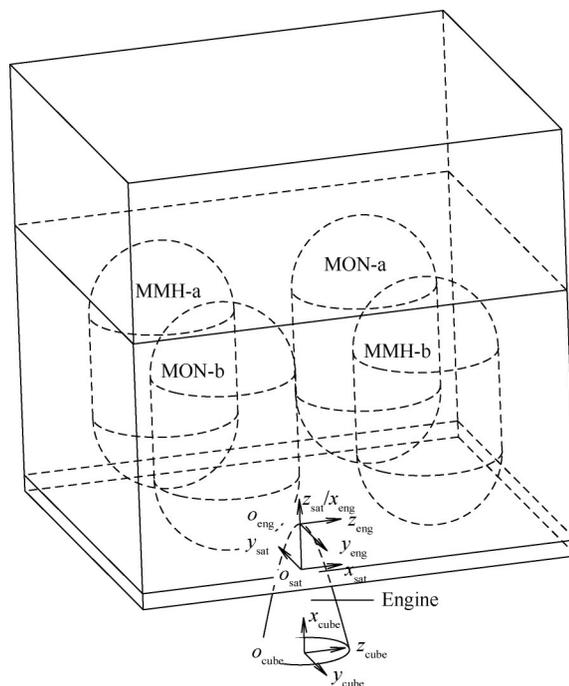


Fig. 1 Schematic diagram of structure of parallel tanks satellite

理想设计状态下,卫星变轨过程中同种工质的2台贮箱平衡排放(等质量流量)推进剂以确保卫星质心在 z_{sat} 轴上、且发动机推力也沿 z_{sat} 方向,以使发动机不产生干扰力矩。工程实际中,受贮箱和发动机安装误差、发动机推力矢量偏差、贮箱平衡排放偏差等多重因素的影响,卫星变轨过程的发动机干扰力矩难以消除。

2.2 轨控发动机干扰力矩计算

轨控发动机设计推力与 x_{eng} 轴重合,实际推力会产生横移和偏斜。如图2所示, P 是推力矢量作用点, F 是推力矢量, P_{eng} 是推力作用点在发动机本体坐标系下的位置矢量, P_{cube} 是推力作用点在发动机精测镜

坐标系下的位置矢量, δ 是推力矢量横移量, α 是推力矢量偏斜角, β 是推力矢量横移位置角, γ 是推力矢量偏斜位置角, 以上参数可通过发动机地面点火试验测量获得。

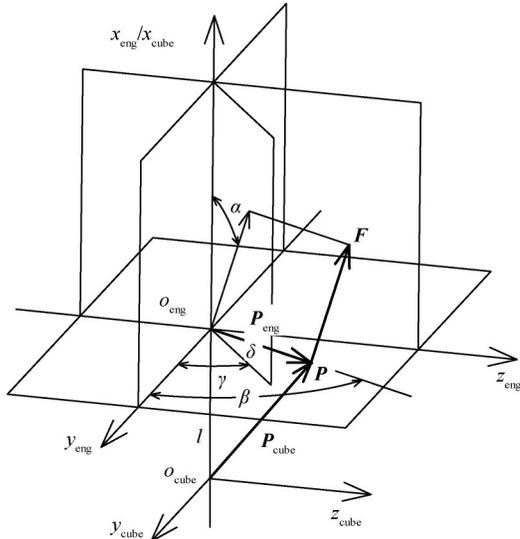


Fig. 2 Schematic diagram of thrust vector of orbit control engine

发动机推力在发动机本体坐标系下的矢量为

$$F_{eng} = F \cdot [\cos(\alpha), \sin(\alpha) \cdot \cos(\gamma), \sin(\alpha) \cdot \sin(\gamma)]^T \quad (1)$$

发动机安装到卫星后, 会对发动机的安装精度进行测量。将精测镜通过工装固定到发动机喷口, 精测镜坐标系各轴与发动机本体坐标系各轴平行且同向, l 是两坐标系之间的平移量。

通过精测设备可获得精测镜坐标系各轴与卫星机械坐标系的角度, 以及发动机喷口中心在卫星机械坐标系下的坐标值。精测结果的形式如表1所示。

Table 1 Precision measurement of orbit control engine

Precision measuring mirror coordinate system	Mechanical coordinate system		
	x_{eng}	y_{eng}	z_{eng}
Precision measuring mirror z_{cube}	ξ_1	ξ_2	ξ_3
Precision measuring mirror y_{cube}	ψ_1	ψ_2	ψ_3
Precision measuring mirror x_{cube}	ν_1	ν_2	ν_3
Coordinates of nozzle exit center of orbit control engine in mechanical coordinate system/mm	Δ_1	Δ_2	Δ_3

发动机精测镜坐标系到卫星机械坐标系间的坐标旋转变换矩阵为

$$\Gamma = \begin{bmatrix} -\cos \nu_1 & \cos \psi_1 & \cos \xi_1 \\ -\cos \nu_2 & \cos \psi_2 & \cos \xi_2 \\ -\cos \nu_3 & \cos \psi_3 & \cos \xi_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

发动机工作时在卫星机械坐标系下的推力矢量为

$$F_{sat} = \Gamma \cdot F_{eng} \quad (3)$$

发动机推力作用点在发动机精测镜坐标系下的位置坐标为

$$P_{cube} = [0, \delta \cdot \cos \beta, \delta \cdot \sin \beta]^T + [l, 0, 0]^T \quad (4)$$

发动机推力作用点在卫星机械坐标系下的矢量为

$$P_{sat} = \Gamma \cdot P_{cube} + [\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3]^T \quad (5)$$

则, 发动机干扰力矩矢量为

$$T_e = \begin{bmatrix} -F_x(p_z - z_c) + F_z(p_y - y_c) \\ -F_z(p_x - x_c) + F_x(p_z - z_c) \\ -F_x(p_y - y_c) + F_y(p_x - x_c) \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中 F_x, F_y, F_z 是 F_{sat} 在卫星机械坐标系三个坐标轴上的分量; p_x, p_y, p_z 是 P_{sat} 的分量; x_c, y_c, z_c 是卫星质心坐标。

2.3 贮箱推进剂剩余量与卫星质心关系

推进剂贮箱为轴心对称结构且其内部装填的推进剂的质心也会在贮箱的轴心上, 本文假定推进剂质心与贮箱轴心重合(工程实际上, 推进剂质心与贮箱轴心偏移量不超过1mm)。设卫星干星状态下的质量为 m_0 , 卫星机械坐标系下干星各向质心坐标为 x_0, y_0, z_0 ; 贮箱 x, y 向的安装坐标, 即推进剂 x, y 向质心分别为 x_p, y_p 。

贮箱在地面研制中会通过试验测量推进剂沉底状态时多组不同装填质量 m_i 下的相对贮箱安装底面的推进剂质心高度 z_{pi} , i 表示第 i 组填充质量。叠加贮箱底面相对卫星机械坐标系 $z=0$ 平面的抬升量 δ_p (即底面 z 坐标), 并进行插值后, 即可获得装填质量 m 时, 在卫星机械坐标下推进剂 z 向质心为

$$z_p(m) = z_{pi} + (m - m_i) \cdot [z_{p(i+1)} - z_{pi}] / (m_{i+1} - m_i) + \delta_p \quad (7)$$

则, 卫星变轨期间某时刻卫星 x 向质心坐标 x_c 为

$$x_c = \left[m_0 x_0 + \sum_{k=1}^4 (m_{pk} x_{pk}) \right] / \left(m_0 + \sum_{k=1}^4 m_{pk} \right) \quad (8)$$

类似式(8), 可以获得卫星 y, z 向质心坐标。

卫星变轨期间某时刻各贮箱推进剂剩余量与卫星起飞状态贮箱加注量、发动机点火时间 t_{eng} 有如下关系, 即

$$m_{p1,0} + m_{p3,0} - \eta q t_{eng} / (1 + \eta) = m_{p1} + m_{p3} \quad (9)$$

$$m_{p2,0} + m_{p4,0} - q t_{eng} / (1 + \eta) = m_{p2} + m_{p4}$$

式中 $m_{p1,0}, m_{p3,0}$ 分别是卫星起飞状态2台氧化剂贮

箱的加注量; $m_{p2,0}, m_{p4,0}$ 分别是 2 台燃烧剂贮箱的加注量; $m_{p1}, m_{p3}, m_{p2}, m_{p4}$ 依次 2 台氧化剂贮箱、2 台燃烧剂贮箱推进剂剩余量; q 是发动机点火时推进剂质量流量; η 是发动机混合比, 可以通过地面点火试验测量获得; t_{eng} 是截至卫星变轨期间某时刻的累计点火时间, 卫星上设置有相关遥测量可记录该变量。

2.4 计算流程

上文通过多个表达式给出了并联贮箱卫星发动机干扰力矩与每台贮箱推进剂剩余量之间的关系。由于推进剂质心高度插值计算及变量间关系较为复杂, 难以用解析方法直接给出每台贮箱推进剂剩余量的计算式, 所以本文采取数值方式。图 3 是基于发动机干扰力矩计算并联贮箱推进剂剩余量的流程图, 主要思路如下:

(1) 首先假定并联贮箱平衡排放, 并确定单台贮箱的剩余量即为单种工质剩余量的一半;

(2) 根据推进分系统设计指标——最大不平衡质量系数 a_{max} 估计最大不平衡质量;

(3) 综合考虑计算精度和计算时长, 给出迭代计算时不平衡质量的步长 m_{p_step} , 并确定迭代时不平衡质量份数, 即单台贮箱剩余量的假设解的数量;

(4) 交叉迭代进行单台贮箱剩余量的所有假设解下的干扰力矩;

(5) 将所有假设解下的干扰力矩 T_e 与在轨实测干扰力矩 T_{e_mea} 进行比较, 获得误差;

(6) 确定最小误差, 对应的单台贮箱的剩余量的假设解即为最终解;

(7) 复核误差是否满足要求, 若误差偏大可以缩小不平衡质量的步长 m_{p_step} 重新上述计算。

并联贮箱推进系统最大不平衡排放偏差不得超过 1.5%, 在确定最大不平衡质量系数 a_{max} 时可以适当放宽指标至 5%。

3 结果与讨论

3.1 计算结果

发动机的推力 F 、推进剂质量流 q 、比冲 I 满足 $I=F/q$ 。在卫星变轨过程中, 双组元化学推进系统的贮箱上游的气路减压阀出口压力随着气瓶压力降低而略有升高, 并导致发动机入口压力、推进剂质量流量和推力均略有上升, 发动机的比冲基本维持恒定。本文参考某型号的实测特性, 将变轨过程中发动机推力随变轨时间处理为线性变化关系。

$$F=0.0012t_{eng}+479.03 \quad (10)$$

除特别说明外, 本节计算结果的输入参数取值

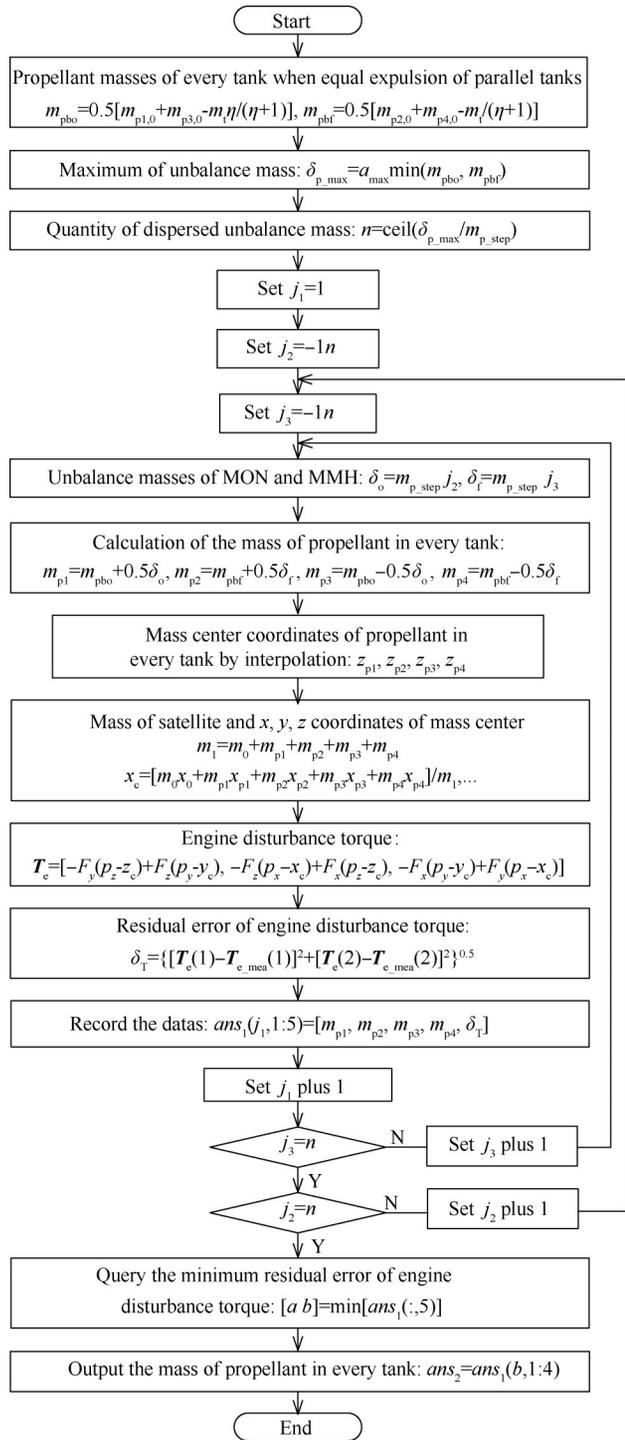


Fig. 3 Calculation process of residual propellant of parallel tanks based on engine disturbance torque

如表 2 所示。表 2 中的参数公称数值为输入, 计算得到 4 台贮箱的推进剂剩余量分别为 663.22, 620.39, 404.11, 378.08kg。

除点火总时长和 x, y 向实测干扰力矩在轨随时间变化外, 其他参数在卫星发射前已确定并不再随变轨时间变化, 因此本文主要讨论不同点火总时长和 x, y 向实测干扰力矩下的推进剂剩余量。

Table 2 Input parameters, values and calculation error

Item	Input parameter	Nominal value	Error of input parameter	Error of calculation result/%
Property of propellant	Density of MON/(kg/L)	1.44474965	0.004978	<0.0001
	Density of MMH/(kg/L)	0.87397325	0.00189	<0.0001
Mass properties of satellite without propellant	Mass/kg	3500	±1	0.0013
	Coordinates of mass center/mm	[-3.5, -12, 2550]	±0.5	0.4013
Parameters of 4 tanks	Coordinates in x direction/mm	[-500, 500, 500, -500]	±1	0.2729
	Coordinates in y direction/mm	[700, -700, 700, -700]	±1	0.1953
	Coordinates in z direction of tank bottom/mm	[120, 120, 120, 120]	±1	<0.0001
	Initial propellant mass/kg	[1107, 1097, 675, 665]	±1	0.2689
	Height of propellant mass center with different propellant volume/mm	Table 3	±1	<0.0001
	Specific impulse/s	314	±1%	0.7357
	Deflection angle of thrust/(°)	0.03	±0.005	0.1311
	Position angle of thrust/(°)	54	±1	0.0067
Parameters of orbit control engine	Position angle of thrust deflection/(°)	321	±1	0.0090
	Displacement of thrust/mm	0.45	±0.05	0.0277
	Distance of mounting surface and nozzle exit/mm	517	±1	0.0013
	Mixing ratio of propellant	1.65	±0.5%	0.2350
	Total time of engine ignition/s	9280	±3	0.0246
	Angle matrix of precision measurement/(°)	Table 4	±0.05	0.0012
	Coordinates of nozzle exit center of orbit control engine in mechanical coordinate system/mm	Table 4	±0.2	0.2542
	Test data of disturbance torque/(N·m)	[-1.0, -2.0]	±2%	0.0489
Calculation control	Precision of mass/kg	0.01	±0.01	<0.0001

图 4 是不同点火时长下贮箱推进剂剩余量计算结果,从图中可以看出,在相同的 x, y 向干扰力矩下每台贮箱的推进剂剩余量基本呈线性降低趋势。氧化剂的 2 台贮箱剩余量的差值随着点火时间增加而线性降低,但燃烧剂的 2 台贮箱剩余量的差值随着点火时间增加而线性增加,体现出并联贮箱的排放存在偏差,导致卫星质心产生变化。

图 5 是不同 y 向干扰力矩下贮箱推进剂剩余量计算结果,从图中可以看出,计算参数及恒定的 x 向干扰力矩下,随着 y 向干扰力矩增加,2 台氧化剂贮箱之

间的剩余量差值变小,而 2 台燃烧剂贮箱之间的剩余量差值却变大。当氧化剂贮箱 a 排放流量大于氧化剂贮箱 b、燃烧剂贮箱 a 排放流量小于燃烧剂贮箱 b,卫星质心会向 $-x$ 方向偏移,导致发动机 y 向干扰力矩增加。这主要与发动机推力相对卫星质心的位置关系(力矩)关系有关。

图 6 是不同 x 向干扰力矩下贮箱推进剂剩余量计算结果,受发动机推力相对卫星质心的位置变化影

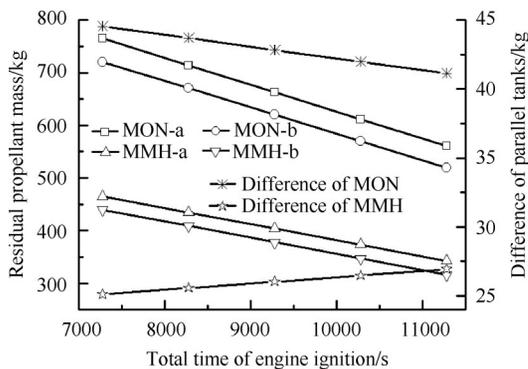


Fig. 4 Residual propellant of each tank and difference of parallel tanks with different total time of engine ignition

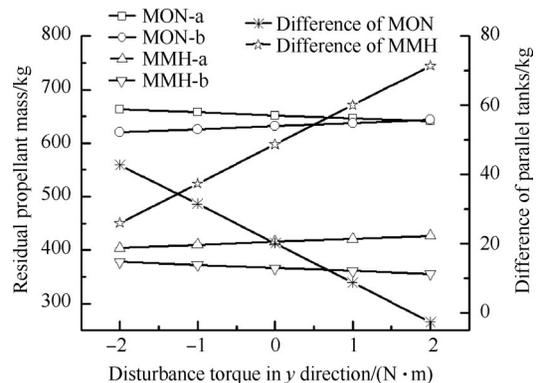


Fig. 5 Residual propellant of each tank and difference of parallel tanks with different disturbance torques in y direction

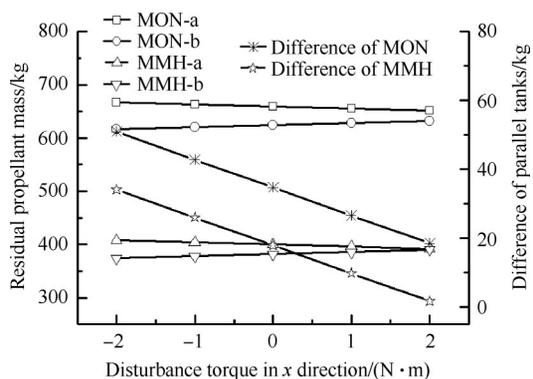


Fig. 6 Residual propellant of each tank and difference of parallel tanks with different disturbance torques in x direction

响,随 x 向干扰力矩变化,同种工质的 2 台贮箱之间剩余量差异减小。当氧化剂贮箱 a 排放流量大于氧化剂贮箱 b、燃烧剂贮箱 a 排放流量大于燃烧剂贮箱 b,卫星质心会向 $-y$ 方向偏移,导致发动机 x 向干扰力矩增加。

3.2 误差分析

本文通过设定各输入参数公称值及小偏差来定

量评估计算结果的误差,考虑的输入参数、公称值及小偏差详见表 2。推进剂沉底状态时,多组不同装填体积 V 下的相对贮箱安装底面的推进剂质心高度 h 如表 3 所示。发动机的安装精度测量结果如表 4 所示。

经计算,可得出影响计算结果精度的因素主要是干星质心坐标、贮箱安装横向坐标、贮箱初始加注量、混合比、比冲、喷口中心点坐标矢量等输入参数的误差,上述输入参数误差引起的推进剂剩余量计算结果误差约为 0.1953%~0.7357%。表中输入参数间相互独立,因此综合考虑所有输入参数的偏差,计算得到均方根误差约为 1.014%。

本文提出的方法中最主要的输入量是在轨实测干扰力矩,目前卫星变轨期间通过姿控推力器喷气产生控制力矩来抵消轨控发动机的干扰力矩,即一段时间内姿控推力器产生喷气力矩的时间累积量与该段时间内轨控发动机的干扰力矩累积量相等。引起在轨实测干扰力矩误差的原因包含了姿控推力器推力误差、喷气时间测量误差等。目前对在轨遥测干扰力矩的误差尚缺乏定量性研究,本文按照误差为 2% 开展分析。

Table 3 Height of propellant mass center (h) with different propellant volume (V) in propellant tank

No.	V/L	h/mm	No.	V/L	h/mm									
1	880	793	6	660	642	11	440	489	16	220	330	21	18.7	159.2
2	836	762	7	616	611	12	396	459	17	176	296	22	17.6	155.5
3	792	731	8	572	581	13	352	428	18	132	258	23	15.0	146.3
4	748	701	9	528	550	14	308	396	19	88	227	24	13.2	140.1
5	704	672	10	484	520	15	264	363	20	22	169.5	25	8.8	121.8

Table 4 Precision measurement results of orbit control engine

Precision measuring mirror coordinate system	Mechanical coordinate system		
	x_{eng}	y_{eng}	z_{eng}
Precision measuring mirror $z_{cube}/(^{\circ})$	2.2580	87.7420	90.0147
Precision measuring mirror $y_{cube}/(^{\circ})$	87.7419	177.7418	90.0032
Precision measuring mirror $x_{cube}/(^{\circ})$	90.0147	89.9974	179.9851
Coordinates of nozzle exit center of orbit control engine in mechanical coordinate system/mm	-0.039	0.150	-412.152

4 结 论

本文通过研究,得到结论如下:

(1) 在恒定的发动机干扰力矩下,随着发动机点火时间的增加,贮箱推进剂剩余量以及并联贮箱的剩余量差值基本线性变化。

(2) 当氧化剂贮箱 a 排放流量大于氧化剂贮箱 b,燃烧剂贮箱 a 排放流量小于燃烧剂贮箱 b,卫星质心

会向 $-x$ 方向偏移,导致发动机 y 向干扰力矩增加。

(3) 当氧化剂贮箱 a 排放流量大于氧化剂贮箱 b,燃烧剂贮箱 a 排放流量大于燃烧剂贮箱 b,卫星质心会向 $-y$ 方向偏移,导致发动机 x 向干扰力矩增加。

(4) 通过小偏差方法估计了提出的计算方法的偏差,考虑输入参数的工程实际偏差,得出计算方法综合均方根误差约在 1% 量级。

致谢:感谢北京控制工程研究所石恒高工在卫星变轨干扰力矩估算方面提供的技术支持。

参考文献

- [1] 金广明, 曹 伟, 魏彦祥, 等. 嫦娥三号着陆器推进系统关键技术及飞行性能分析[J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44(4): 385-390.
- [2] 李 峰. 中国新一代大型地球同步轨道卫星公用平台——东方红五号卫星平台[J]. 国际太空, 2020(4): 27-31.
- [3] 唐 飞, 梁军强, 马云华. 风云-4卫星推进系统提升我国航天器空间进入能力[J]. 国际太空, 2017(10): 9-11.
- [4] 代 斌, 刘 琪, 郑友友, 等. 液体推进剂在轨剩余量测量方法研究进展[J]. 推进技术, 2019, 40(12): 2641-2653. (DAI Bin, LIU Qi, ZHENG You-you, et al. Research Progress on Gauging Methods for Remaining Liquid Propellant in Orbit[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(12): 2641-2653.)
- [5] 魏延明, 宋 涛, 梁军强. 基于并联贮箱结构的卫星推进剂剩余量测量方法[J]. 空间控制技术与应用, 2010, 36(4): 25-30.
- [6] Murolo F, Bihr C, Pili P, et al. The Ultrasonic Gauging Sensors: Results of an Innovative Spacecraft Propellant Measurement Method[R]. AIAA 2014-1938.
- [7] 宋 涛, 马云华, 林长杰, 等. 环境对气体注入法测量剩余推进剂的影响分析[J]. 航天器工程, 2011, 20(4): 147-151.
- [8] 宋 涛, 梁军强, 魏延明. 结合多种剩余推进剂测量方法的应用研究[J]. 空间控制技术与应用, 2012, 38(1): 58-62.
- [9] 江世臣, 付 鑫, 康奥峰, 等. 基于热响应的卫星推进剂剩余量测量方法研究[J]. 上海航天, 2014, 31(3): 43-47.
- [10] 刘建盈, 宣晓萍, 汤建华. 载人飞船推进剂剩余量在轨直接测量技术[J]. 载人航天, 2014, 20(4): 331-333.
- [11] 傅 娟, 陈小前, 黄奕勇, 等. 体积激励法测量液体推进剂量的地面模拟试验[J]. 宇航学报, 2012, 33(6): 802-808.
- [12] FU Juan, CHEN Xiao-qian, HUANG Yi-yong, et al. Validation of a Compression Mass Gauge Using Ground Tests for Liquid Propellant Mass Measurements[J]. *Advances in Space Research*, 2014, 53(6): 1359-1369.
- [13] 夏永泉, 高秀会, 姜 浩, 等. 一种公用平台卫星化学推进分系统模块化布局方法[P]. 中国: 201711434542.X, 2017-12-26.
- [14] 尹文娟, 宋 涛, 魏延明. 基于遗传算法的并联贮箱平衡排放调节方法研究[J]. 推进技术, 2019, 40(10): 2343-2349. (YIN Wen-juan, SONG Tao, WEI Yan-ming. Adjustment Method for Equal Expulsion of Parallel Tanks Based on Genetic Algorithms[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10): 2343-2349.)
- [15] 孙恒超, 李 峰, 郝燕艳, 等. 一种基于发动机干扰力矩确定并联贮箱推进剂剩余量方法[P]. 中国: 202011196399.7, 2020-10-31.

(编辑:朱立影)