一种新型卫星携气瓶推力器喷气时长计算方法

杨盛庆^{1,2},贾艳胜^{1,2},崔 佳^{1,2},杜耀珂^{1,2},王文妍^{1,2},吴敬玉^{1,2}

(1.上海航天控制技术研究所,上海 201109; 2.上海市空间智能控制技术重点实验室,上海 201109)

摘 要:卫星自主编队保持通常采用开环控制模式,需要星载计算机(AOCC)根据推进系统的工作状态实时计 算喷气时长。由于 AOCC 计算能力有限,在携气瓶推力器仿真测试过程中采用的速度增量关机方式不适用于在轨 喷气时长的计算。为减小 AOCC 运算量,提高控制精度,开展了携气瓶推力器的动力学建模仿真,进行了寿命期间 的性能分析。针对该时变推力模型,设计了 AOCC 喷气时长计算方法。通过推力的状态传递和推力预测,构造了 以喷气时长为变量的代数方程,并将该方法应用到一组多次喷气情况下的喷气时长计算。仿真结果显示:与以往 基于单点测量的推力器喷气时长的计算方法相比,采用该方法计算的喷气时长更接近理论值,能够有效提高卫星 自主编队保持的控制精度。

关键词:携气瓶推力器;时变推力;速度增量关机;推力预测;状态传递;代数方程;多次喷气;喷气时长计算方法

中图分类号:V474.1 文献标志码:A

DOI:10.19328/j. cnki. 1006-1630. 2018. 04. 008

Novel Fire-Time Algorithm of Attitude and Orbit Control Computer for Thruster with Gas-Repository

YANG Shengqing^{1,2}, JIA Yansheng^{1,2}, CUI Jia^{1,2}, DU Yaoke^{1,2}, WANG Wenyan^{1,2}, WU Jingyu^{1,2} (1. Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: Open-loop control modes are commonly used in autonomous formation maintenance of satellites. The AOCC (attitude and orbit control computer) is required to compute the fire-time in real time according to the thruster state. Given the limitation of AOCC, the delta-v shut-down method used in simulation is no longer suitable for in-orbit computation. In order to reduce the on-board computation amount and improve the precision of fire-time computation, a simulation model of thruster is constructed, by which the capability of the thruster during the operating life is analyzed. Based on the time-varying thrust, a novel algorithm of fire-time is introduced for AOCC. A state transition and thrust estimation method is considered in the suggested approach, based on which an algebraic equation is constructed with fire-time as an unknown variable. Later, the new algorithm is applied to the computation for multiple fires. The simulation results suggest that the new algorithm is more approximate to theoretical fire-time than traditional method. It means that the new algorithm can effectively improve the control precision of autonomous formation maintenance.

Keywords: thruster with gas-repository; time-varying thrust; delta-v shut-down; thrust estimation; state transition; algebraic equation; multiple fires; fire-time algorithm

0 引 言

航天器的姿轨控主要采用脉冲式输出的落压推 力器。推力器贮箱通常由气垫将燃料和气体隔离, 在平衡状态下贮箱压力为气垫内气体压力。当推力 器工作时,由于贮箱与外界真空环境存在压差,燃料 流经管路在喷嘴处产生推力,贮箱内燃料体积和气

基金项目:上海市青年科技启明星计划(17QB1401400)

收稿日期:2016-07-30;修回日期:2018-05-20

作者简介:杨盛庆(1985—),男,博士,高级工程师,主要研究方向为卫星轨道动力学和卫星编队导航。

垫体积随之产生变化。根据热力学的理想气体方程,气垫内气体分子量恒定,气体压力和体积的乘积 为常数。为提高燃料使用效率,推力器通常携带增 压气瓶^[1-2]。当增压气瓶工作时,贮箱气垫内的气体 分子量增大,推力器推力发生明显变化;随着推力器 贮箱压力逐步减小,推力器寿命初期、末期的推力性 能存在明显差别。因此,有必要对携气瓶推力器的 性能进行仿真分析。

卫星在轨自主编队通常采用开环控制模式[3], 由星载计算机(AOCC)根据控制策略生成的速度增 量和推进系统工作状态来计算喷气时长,从而控制 推力器阀门,执行编队控制。目前,国内外卫星编队 飞行多采用自主编队保持模式,控制频率基本为每 天1组多脉冲控制^[3-4]。随着推力器燃料消耗和气 体压力发生变化,实际的推力输出会产生相应变化。 对于单次控制需要较大速度增量或1组多次喷气控 制的情况,采取单点恒定推力计算喷气时长的方法, 其控制精度有待提高。在传统工程应用中,开环控 制形式的轨道/编队控制任务需求较少,对推力器使 用的精度要求不高。目前,推力器的喷气时长优化 通常依靠推力器的在轨标定,但推力器标定需要依 据控制目标与实际控制结果的偏差进行数值解算, 耦合了多项因素,容易造成不必要的标定系数偏差, 以及推进系统不必要的燃料消耗。本文通过推力器 的状态传递和推力预测,构造了以喷气时长 T 为变 量的代数方程,根据实时的推力状态变化,有效减小 喷气时长的计算误差,进而提高控制精度、减小燃料 消耗。

1 推力器性能分析

1.1 推力器的推力特性

推力器工作的基本原理为热力学的理想气体方 程^[5-6],其表达式为

$$PV/T = C \tag{1}$$

式中:P为气体压力;V为气体体积;T为气体热力 学温度;C为理想气体常数。

假设贮箱初始热力学温度为 T_{co},则根据贮箱 初始热力学温度可计算初始贮箱内燃料密度 ρ₀ ^[7-8],即

$$\rho_0 = 1 \ 025.\ 817 - 0.\ 874 \ 2(T_{c0} - 273.\ 15) - 0.\ 000 \ 5 \ (T_{c0} - 273.\ 15)^2$$
(2)

贮箱内初始气垫体积为

$$V_{q0} = V_c - \frac{M_{c0}}{\rho_0}$$
(3)

式中:V。为推力器贮箱容积;Mco为燃料初始质量。

推力器工作时,根据贮箱中压力传感器测量的 压力值 P_e,可给出推力的二阶近似估计值^[9-10],其 公式为

$$F(P_c) = a_2 P_c^2 + a_1 P_c + a_0 \tag{4}$$

式中: P。为贮箱压力。每秒气体流量

$$Q(P_{c}) = b_{2}P_{c}^{2} + b_{1}P_{c} + b_{0}$$
(5)

式(4)、(5)中: a_i, b_i (i = 0, 1, 2)为产品工程参数, 其由推进系统的热试车数据拟合得到。

1.2 气瓶工作原理

气瓶和贮箱由1个单向阀连接,单向阀开关触 发的压力阈值为 ΔP。当气瓶与贮箱的压力差大于 ΔP时,气瓶中的加压气体进入贮箱的气垫中。贮 箱气垫和气瓶气体混合平衡后,贮箱压力增大,推力 产生脉冲式跳变。

气瓶中气体进入贮箱气垫后,贮箱气垫内气体 分子量增大。测量贮箱压力、气瓶压力和各初始状 态量,理想气体满足方程为

$$V_{q} = T_{c} \times \left\{ V_{g} \times \left(\frac{P_{g^{0}}}{T_{g^{0}}} - \frac{P_{g}}{T_{g}} \right) + \frac{P_{c^{0}} \times V_{q^{0}}}{T_{c^{0}}} \right\} / P_{c} \quad (6)$$

式中: P_{co} 为压力传感器初态测量值; V_c 为贮箱体 积固定值; T_c 为贮箱热力学温度测量值; T_c 为 贮箱热力学温度初态测量值; V_q 为贮箱气垫体 积计算值; V_{qo} 为贮箱气垫体积初态计算值; P_g 为气瓶压力测量值; P_{go} 为气瓶压力初态测量值; V_g 为气瓶体积固定值; T_g 为气瓶热力学温度测 量值; T_{go} 为气瓶热力学温度初态测量值。

1.3 剩余燃料计算

根据测量的贮箱热力学温度 T_e, 计算贮箱内剩 余燃料量^[11]为

$$M_c = \rho(V_c - V_q) \tag{7}$$

式中: V_q 为贮箱气垫体积; ρ 为贮箱内燃料密度, $\rho = 1.025.817 - 0.874.2(T_c - 273.15) - 0.000.5$ $(T_c - 273.15)^2$ 。卫星当前质量

$$M_s = M_0 + M_c \tag{8}$$

式中: M₀ 为卫星净质量; M_c 为剩余燃料量。

1.4 寿命期间的性能分析

对1N携气瓶推力器的性能进行仿真分析,推 力器性能如图1所示。图中可见:推力在寿命初期 和末期变化明显。图1(a)中,气瓶工作时推力器的 推力存在有限增幅的脉冲式跳变,并随着贮箱压力 的减小直至下一次气瓶工作。图1(b)中,在第1个 10kg燃料消耗区间内,气瓶工作次数达15次,随 后迅速减小,在第3个10kg燃料消耗区间内工作 次数减小到4次。



图 1 推力器寿命期间性能 Fig. 1 Capability of thruster during operating life

2 推力器喷气时长计算方法

考虑到 AOCC 计算能力有限,推力器动力学模型中使用的速度增量关机方式不再适用于喷气时长计算。由于传统的基于单点测量的推力器喷气时长计算方法不能有效体现推力变化和燃料消耗,设计了一种基于推力预测的喷气时长计算方法。该方法通过估计单位时间内管路的过肼量,给出当前状态下推力的变化率,构造以喷气时长 T 为未知变量的代数方程;针对一组多脉冲控制的情况,设计了基于状态传递和推力预测的喷气时长计算方法,给出了各脉冲喷气时长的计算公式。

2.1 推力的估计公式

当推力器工作时,可根据贮箱压力变化,估计推 力值。由式(5)可得每秒气垫体积变化,即

$$V_{q1} = V_q + \frac{Q(P_c)}{\rho} \tag{9}$$

每秒气垫体积变化导致的喷气1s后贮箱压力值为

$$P_{c1} = \frac{P_{c}V_{q}}{V_{o1}}$$
(10)

假设喷气启动时推力值为 F_0 ,喷气 1 s 后推 力值满足 $F_1 = a_2 P_{c1}^2 + a_1 P_{c1} + a_0$,则推力变化率 $\Delta F = F_1 - F_0$ 。短时间内的推力变化可视为线性 变化,假设喷气时长为 T,则该段时间内推力均 值为

$$\bar{F} = \frac{F_{0} + F_{0} + \Delta F \cdot T}{2} = F_{0} + \frac{\Delta F}{2}T$$
 (11)

2.2 一次喷气的时长计算

推力均值 F 在 T 时间段内产生的速度增量为

$$\Delta v = \frac{NF\cos\theta}{M_s}T = N\frac{F_0 + F_0 + \Delta F \cdot T}{2M_s}T\cos\theta = N\frac{F_0}{M_s}T\cos\theta + N\frac{\Delta F}{2M_s}T^2\cos\theta$$
(12)

式中: θ 为安装角度; N 为推力器工作时的喷嘴数 量。当多个推力器同时工作时,不同喷嘴的过肼量 一致性(推力一致性)由管路设计保证,并已通过推 力器热试车验证。因此,构造关于喷气时长 T 的代 数方程,其表达式为

$$\frac{N \cdot \Delta F \cos \theta}{2M_s} T^2 + \frac{N \cdot F_0 \cos \theta}{M_s} T - \Delta v = 0 \quad (13)$$

假设 $a = \frac{N \cdot \Delta F \cos \theta}{2M_s}, b = \frac{N \cdot F_0 \cos \theta}{M_s}, c = -\Delta v,$ 则 喷 气 时 长 T 为 式 (13) 的 解, 即 T = $(-b + \sqrt{b^2 - 4ac})/2a$ 。

2.3 一组多次的喷气时长计算

当卫星编队在轨运行时,通常需要生成1组多脉冲的编队保持控制策略。以1组3脉冲喷气为例,给出了其喷气时长的计算公式,见表1。对于1 组更多脉冲数的喷气控制,同样可以依据状态传递 原理给出喷气时长计算公式。具体的计算步骤为: 组内的第 N+1 次喷气,需要根据计算得到的组内 前 N 次的喷气时长,估算当前贮箱中气垫体积,并 根据理想气体方程得到当前的气体压力,进而得到 推力器当前的推力和推力变化率。

过程变量	第1次喷气时长计算公式	第2次喷气时长计算公式	第3次喷气时长计算公式
贮箱中气垫体积	$V_q = T_c \times \left\{ V_g \times \left(\frac{P_{g0}}{T_{g0}} - \frac{P_g}{T_g} \right) + \frac{P_{c0}V_{q0}}{T_{c0}} \right\} / P_c$	$V_q' = V_q + \frac{Q(P_c)}{\rho} * T_1$	$V_{q}'' = V_{q} + \frac{Q(P_{c})}{\rho}T_{1} + \frac{Q(P_{c}')}{\rho}T_{2}$
贮箱压力	P _c	$P_c' = \frac{P_c V_q}{V_q'}$	$P_c'' = \frac{P_c'V}{V_q''}$
1 s 末贮箱体积	$V_{q1} = V_q + \frac{Q(P_c)}{\rho}$	$V_{q1}' = V_q' + \frac{Q(P_c')}{\rho}$	$V''_{q1} = V''_{q} + rac{Q(P_c{''})}{ ho}$
1 s 末贮箱压力	$P_{c1} = \frac{P_c V_q}{V_{q1}}$	$P_{c1}' = rac{P_{c}'V_{q}'}{V_{q1}'}$	$P_{c1}'' = rac{P_c'V_c''}{V_{q1}''}$
喷气前推力	$F_0 = F(P_c) = a_2 P_c^2 + a_1 P_c + a_0$	$F'_{0} = F(P'_{c}) = a_{2}P'_{2c} + a_{1}P'_{c} + a_{0}$	$F''_0 = F(P''_c) = a_2 P'_2 + a_1 P''_c + a_0$
喷气1s后推力	$F_1 = F(P_{c1}) = a_2 P_{c1}^2 + a_1 P_{c1} + a_0$	$F'_{1} = F(P'_{c1}) = a_{2}P'2_{c1} + a_{1}P'_{c1} + a_{0}$	$F''_{1} = F(P''_{c1}) = a_{2}P''_{c1} + a_{1}P''_{c1} + a_{0}$
推力变化率	$\Delta F = F_1 - F_0$	$\Delta F' = F'_1 - F'_0$	$\Delta F'' = F''_1 - F''_0$
当前卫星质量	M_s	$M_s' = M_s - Q(P_c) T_1$	$M'_{s} = M_{s} - Q(P_{c})T_{1} - Q(P'_{c})T_{2}$
方程系数 a	$\frac{N_1 \Delta F \cos \theta_1}{2M_s}$	$\frac{N_2 \Delta F' \cos \theta_2}{2M'_s}$	$\frac{N_3\Delta F''\cos\theta_3}{2M'_s}$
方程系数 b	$\frac{N_1 F_0 \cos \theta_1}{M_s}$	$\frac{N_2 F_0' \cos \theta_2}{M_s'}$	$\frac{N_3 F_0' \cos \theta_3}{M_s'}$
方程系数 c	$-\Delta v_1$	$-\Delta v_2$	$-\Delta v_3$

表 1 1 组 3 脉冲喷气的喷气时长计算公式 Tab. 1 Algorithm for computation of multiple fires

3 推力器喷气时长计算方法的仿真验证

3.1 喷气时长的动力学理论值

设计数值试验对推力器喷气时长计算方法的有效性进行仿真验证。其中,喷气时长的动力学理论 值计算,依据速度增量关机的方式搭建仿真模型^[12]。每个仿真步长 dt 内,需要计算推力 f(t)、卫 星总质量 m(t),速度增量的积分形式为

$$\Delta v = \int_{0}^{T_x} \frac{f(t)}{m(t)} \mathrm{d}t \tag{14}$$

该喷气仿真模型中,当卫星积分得到的速度增量达 到要求的速度增量时,喷气停止。仿真步长 dt 足够 小时,由该喷气仿真模型计算得到的喷气时长 T_x 为喷气时长的动力学理论值。

3.2 喷气时长计算方法对照试验

构建以喷气启控时刻、速度增量为仿真输入的

精度分析模型,模型如图2所示。

基于精度分析模型,本文采取本文算法和传统 算法对以下2种工况进行比对试验。

 不同速度增量的单次喷气对比。等间隔覆 盖图 3 中的速度增量,不同的速度增量单次调用精 度分析模型,即可得到喷气时长的动力学理论值、原 有算法和本文算法计算的喷气时长值。不同速度增 量的单次喷气对比结果如图 3 所示。由图可知,本 文方法计算的喷气时长与理论喷气时长的偏差小于 传统的喷气时长计算方法,且速度增量越大,本文方 法的优越性越明显。

2)1组3脉冲喷气的对比试验。仿真输入1组 3个喷气启控时刻和3个速度增量。1组3脉冲喷 气的比对结果见表2。由表可见,本文方法计算的 各脉冲喷气时长与理论喷气时长更接近,优于传统 的喷气时长计算方法。

表 2 1 组 3 脉冲的推力器喷气时长计算方法的比对结果

Tab. 2 Comparison results of different fire-time algorithms for three-impulse control in a group

序号	喷气启控时刻/s	速度增量/(m•s ⁻¹)	理论喷气时长/s	传统方法时长/s	本方法时长/s
1	500	0.080	42.750 0	42.664 8	42.747 9
2	5 300	0.120	64.430 5	64.243 0	64.430 5
3	8 300	0.056	30.200 0	30.152 3	30.193 0









图 3 不同速度增量的喷气时长计算方法比对

Fig. 3 Comparison of different fire-time algorithms for multiple delta-v

53

4 结论

卫星自主编队保持属于一类开环控制,高精度 的控制策略计算对推力器的精确使用尤为重要。本 文针对携气瓶推力器进行了性能分析,介绍了推力 器寿命期间气瓶工作、推力变化情况,提出了一种针 对时变推力的 AOCC 喷气时长计算方法,通过推力 预测,构造了关于待求喷气时长的代数方程,适用于 单次喷气、一组多脉冲喷气等情况。本文方法能有 效减小喷气时长的计算误差,提高卫星姿轨控系统 的控制精度。

参考文献

- [1] 王维,刘涛,陈杰.双元统一推进系统混合比调节技 术研究[J].上海航天,2013,30(2):51-55.
- [2] 张天平,达道安.卫星液体推进剂剩余量测量的热力
 学模型及其应用[J].中国空间科学技术,1998,18
 (6):52-57.
- [3] SIMONE D A, ARDAENS J S, LARSSON R. Spaceborne autonomous formation-flying experiment on the PRISMA mission[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(3): 834-850.

- [4] 刘付成,完备,杜耀珂,等.近地轨道编队飞行卫星 构形保持控制方法研究[J].上海航天,2014,31(4): 6-10.
- [5] 鞠东.理想气体的定义[J].大学物理,1997,16(8): 9-11.
- [6] 徐福祥,林华宝,侯深渊,等.卫星工程概论[M].北 京:中国宇航出版社,2003.
- [7] 陈杰.液体推进剂空间推进系统静态数学模型[J]. 上海航天,1999,16(2):11-15.
- [8] 达道安,张天平.一种适合我国在轨卫星液体推进剂
 剩余量测量的技术方案[J].推进技术,1997,18
 (6):98-102.
- [9] 王申. 航天器推进系统动态特性数值仿真与分析[D]. 长沙:国防科学技术大学,2007.
- [10] 袁磊,周红玲,孙冰.卫星单元肼推进系统落压工作 特性的数值仿真与试验[J].上海航天,2007,24 (2):42-46.
- [11] 袁磊,王申,连仁志,等.一种推进剂剩余量在轨测 量方法研究[J].火箭推进,2013,39(5):87-91.
- [12] 张天平,达道安,李育红,等.卫星推进剂剩余量测量技 术地面试验研究[J].上海航天,2000,17(4):34-39.

(本文编辑:应振华)