三自由度气浮台推力分配算法设计

叶 东, 孙兆伟, 邬树楠, 兰盛昌

(哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 150080 哈尔滨, yedong1224@ gmail. com)

摘 要:针对有冗余的喷嘴推力分配问题,首先提出一个目标函数,该目标函数不仅考虑了期望力向量和喷 嘴产生合力之间的偏差,且统计了喷气的消耗量;其次根据喷嘴所产生力向量的对称性原则使搜索的范围从 256 减小到 11,在很大程度上减小了每个周期搜索的计算量;最后通过数学仿真验证所提算法的合理和有效 性,为其应用到半物理仿真中提供理论基础.

关键词:分布式卫星系统;三自由度气浮台;推力器;耦合;目标函数;对称性 中图分类号:V448.2 文献标志码:A 文章编号:0367-6234(2011)11-0001-05

Thrusts allocation algorithm design for 3-DOF air bearing test-bed

YE Dong, SUN Zhao-wei, WU Shu-nan, LAN Sheng-chang

(Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, 150080 Harbin, China, yedong1224@gmail.com)

Abstract: To resolve the problem about the redundant in thrust allocation, an cost function was proposed in this paper. In the function, not only the net force error between the desired force vector and net force generated by thrusters into account was taken, but also the consumption of jet. And then, according to symmetry principle of the force vector generated by the thrusters, the search range is reduced from 256 to 11, and the computation is largely reduced; Finally, mathematical simulation results show that the approach is reasonable and effective, and it provides theoretical basis for hardware-in-loop simulation.

Key words: distributed satellites system; 3-freedom air-bearing testbed; thruster; coupling; cost function; symmetry

分布式卫星系统是由物理上互不相连的、共同 实现同一空间任务的多颗卫星构成的空间系统,是 21世纪空间技术发展的新趋势^[1-2],在分布式雷 达、导航定位、三维气象观测、电子侦察、移动通信、 多点同步测量、分工工作卫星甚至空间对抗和空间 控制等领域发挥巨大的作用^[3].分布式卫星系统通 常由多颗卫星按编队飞行方式组成,系统中各颗卫 星通过星间链路实现信息共享,并通过一定的协同 策略,在整个编队内进行共同的导航和控制,实现 整体的协同控制,相互协作完成任务.

卫星高投入、高效益、高风险的特殊性,决定了

- 基金项目:哈尔滨工业大学微小型航天器技术实验室开放基金 资助项目(HIT.KLOF2009091);中国博士后科学基金 资助项目(20090450126).
- 作者简介:叶 东(1985—),男,博士研究生; 孙兆伟(1963—),男,教授,博士生导师.

卫星从可行性论证到正样设计的研制过程中必然要 经历各种类型的仿真试验,其中控制系统的半物理 仿真验证在卫星研制过程中起着重要的作用^[4-8].

鉴于目前国内对于分布式卫星的研制还处于 理论研究阶段,故很有必要搭建分布式卫星地面 仿真系统.但是三自由度气浮台的平移和转动是 相互耦合的,且喷嘴是有冗余的.针对卫星姿态控 制时执行机构存在冗余的情况,可以实现在某个 优化准则或约束下优化分配,提高系统对执行机 构故障的容错能力^[9-11],但是它和半物理仿真的 区别在于它没有耦合,且没有考虑计算效率.本文 针对这些问题提出了三自由度气浮台的推力分配 算法.

 分布式卫星半物理仿真系统组成 分布式卫星地面仿真系统如图1所示,总体

收稿日期:2008-01-23.

结构由以下几部分组成:

 1)基础平台单元.包括1个抛光铸铁平台, 主要作用是承载气浮台,并要求足够光滑使其能 够与气浮台的气足形成气垫;

2) 三自由度气浮台系统.包括2个三自由度 气浮台(2个平移自由度和1个转动自由度).每 个气浮台配置了用于提供力矩的8个喷嘴、提供 气浮力的气足、测量角速度的光纤陀螺、通讯用蓝 牙和仿真计算所用的 xPC 仿真计算机;

3)相机定位系统.包括安装在平台上端的宽

视场 CMOS 相机和视觉处理计算机,用于实现各 气浮台初始位置及角度的标定,并且能够确定任 意时刻气浮台的位置及角度信息;

4)地面控制单元. 主要由地面控制台、数据 库系统、曲线显示终端和动画显示终端组成,主要 完成用户和气浮台上的 xPC 仿真计算机之间的 数据交换与控制工作,记录仿真中的数据并使仿 真数据能直观、形象地实时动态显示;

5) CAN 总线. 主要完成各个硬件与 xPC 之间数据的快速通讯.



图1 三自由度气浮台系统总体结构

2 分布式卫星半物理仿真控制策略

放在平台上的气浮台具有三个自由度(x,y, ψ). 它们由安装在三自由度气浮台上的喷嘴提供 力和力矩进行控制,喷嘴安装的方式如图 2 所示. 每个喷嘴的标称力矩是相同的,为 250 mN.8 个 喷嘴对称安装,提供三自由度气浮台在平台上做 水平移动和转动所需要的力和力矩.由于喷嘴所 产生的力和力矩是耦合的,并且这些喷嘴是有冗 余的,加剧了喷嘴推力分配的难度.



图2 喷嘴的安装示意

三自由度气浮台的控制策略如图 3 所示. 控制 系统根据系统状态和期望状态给出控制所需要的 期望力向量,在本文用简单的 PD 控制. 而推力分 配的任务就是要在每个控制周期内将控制系统所 产生的期望力向量 $F_{des} = [F_{x_{des}} \quad T_{y_{des}}]$ 转化 成8个喷嘴的开关向量 $T = [T_1 T_2 \cdots T_8]$.由于从 系统状态到转台的喷嘴开关是个非线性控制的过 程,在这里将控制策略划分成控制器和推力分配2 部分,使得控制器和推力分配可以单独设计,降低 了设计的难度.



图 3 三自由度气浮台的控制策略

3 推力分配

因为每个喷嘴只能输出最大的标称力,不能 输出控制需要的变幅值的力矩.本文提出的思路 是:在每个仿真周期中,从喷嘴所能产生的力向量 中,找出与期望力向量最相近的喷嘴开关.具体实

• 3 •

现方式为首先提出1个目标函数,然后通过穷举 搜索法找出能使目标函数最小的喷嘴开关T.

3.1 目标函数

r

选择喷嘴开关需要1个提供选择的目标函数.此目标函数不仅要可以表示期望力向量和喷 嘴产生的合力之间的偏差,而且要能统计喷气的 消耗量.根据这个要求,设计如下目标函数:

$$\min_{\mathbf{T}} J = \left[\left(\frac{F_{x_{\text{err}}}(\mathbf{T})}{F_{x_{\text{norm}}}} \right)^2 + \left(\frac{F_{y_{\text{err}}}(\mathbf{T})}{F_{y_{\text{norm}}}} \right)^2 + \left(\frac{T_{\psi_{\text{err}}}(\mathbf{T})}{T_{\psi_{\text{norm}}}} \right)^2 + \alpha_{\text{gas}} \sum_{i=1}^8 T_i \right].$$
(1)

其中: *J* 表示推力分配的目标函数;*i* 表示喷嘴的 序号; $F_{x_{err}}(T) = F_{x_{des}} - F_{x_{act}}(T)$ 表示期望力和喷 嘴所产生的合力在 *x* 轴方向的偏差; $F_{y_{err}}(T) =$ $F_{y_{des}} - F_{y_{act}}(T)$ 表示期望力和喷嘴所产生的合力 在 *y* 轴方向的偏差; $T_{\psi_{err}}(T) = T_{\psi_{des}} - T_{\psi_{act}}(T)$ 表 示期望力矩和喷嘴所产生的力矩的偏差; $F_{x_{norn}}$ 、 $F_{y_{norm}}$ 和 $T_{\psi_{norm}}$ 分别表示 F_x 、 F_y 和 T_ψ 的归一化因子; α_{gas} 表示喷气消耗的权重. 这里 *J* 主要有 2 部分组 成,前 3 项表示期望力向量和实际由喷嘴产生合 力之间的偏差,最后 1 项表示打开喷嘴的数量,等 效于在 1 个仿真周期内消耗的气体.

如果此三自由度气浮台装配了可变力的喷 嘴,则可以通过选择喷嘴开关使 J 达到零.由于目 前所采用的喷嘴只能实现开关控制,所以在1个 仿真周期内,只能通过选择能使目标函数最小的 喷嘴开关.

在本文中, F_x 、 F_y 和 T_{ψ} 的归一化因子都使用 喷嘴所产生的标称力或力矩. α_{gas} 越大表示喷嘴 消耗的权重就越大,为平衡起见,在本文中取为 0.5;由于8个喷嘴的所有喷嘴开关有2⁸ = 256种 情况,在每个仿真周期计算所有喷嘴开关 **T**的目 标函数,计算量非常大,但是控制精度的提高在一 定程度上也要求较小的仿真周期. 为解决这个矛 盾问题,本文根据喷嘴所产生力向量的对称性原 则优化搜索的范围,以减少在每个仿真周期的计 算量.

3.2 优化搜索范围

三自由度气浮台上共有 8 个标称力相同的喷 嘴,共有 $2^8 = 256$ 种开关方案. 一对反向的喷嘴 (如: T_1 和 T_2)同时作用时不会对转台产生力作 用. 去掉这种没有使用意思的组合,这 8 个喷嘴 [$T_1 T_2 \cdots T_8$]可以考虑成4 个喷嘴组合[$R_1 R_2 R_3 R_4$]. 这里 R_1 表示由 T_1 和 T_2 所产生力的作用,有只打 开 T_1 、只打开 T_2 和都不打开这 3 种开关方案. 这 样喷嘴的开关方案就有 3⁴ = 81 种,即可用 4 个 3 选 1 代替 8 个 2 选 1 的喷嘴开关方案.

下一个简化思路是基于由喷嘴产生的力向量 存在冗余,即有些不同的喷嘴开关方案产生了相 同的力向量,如 T_2 与 T_3 同时打开和 T_5 与 T_8 同时 打开时产生的力向量是相同的.通过减去这种冗 余的开关方案,喷嘴的开关方案剩下了 65 种,这 些开关方案所对应的力向量如图 4 所示.



图 4 8 个喷嘴可产生的力向量

图4 中的数值为单位化以后的数值,其中每 个点表示可以产生的力向量 $F = [F_x F_y T_{\psi}]$. 比 较直接的推力分配方法就是在每个实时仿真周期 内计算哪个 F 与期望力矩最接近,这样在1个仿 真周期内要计算目标函数 65 次,这个计算量对于 实时仿真来说有相当的难度.

接着通过由 65 个喷嘴开关方案所产生力向 量的对称性来减少实时仿真中计算目标函数的次 数. 由图 4 可看出,这 65 个点是相对于 x - y 面, $x - \psi$ 面和 $y - \psi$ 面对称的,可以只考虑在第一卦 限的 16 个搜索点. 并且由于在第一卦限中有 5 对 点是关于 x = y 轴对称的,最终需要计算目标函数 的搜索点减少到 11 个,它们所对应的单位化后力 向量如图 5 所示. 11 个点搜索时的计算量是实时 仿真器所能接受的.



3.3 力矩分配

• 4 •

在每个仿真周期中,首先将这11个点代入到 目标函数中,取使目标函数取到最小值的点为目 标值.再将这个目标值通过前述对称映射的反映 射得到喷嘴开关**T**.

由于喷嘴对三自由度气浮台有力和力矩的耦 合作用,在做反映射的时候要考虑这种影响.下面 将反映射的算法陈述如下:

 x = y 面反映射. 将喷嘴开关 T 的数据向 后移 2 位,并将溢出的数据拿到第一位,即喷嘴 1 为以前喷嘴 8 的开关状态,嘴 2 为以前喷嘴 7 的开 关状态,嘴 3 为以前喷嘴 1 的开关状态等等.

2) x - ψ 面反映射(y向的坐标符号发生了改 变).反映射需要考虑只改变对y向力的影响,不 能改变对气浮台的力矩作用.如果喷嘴4开且喷 嘴8关,则调整成喷嘴4关且喷嘴8开;如果喷嘴7 开且喷嘴3关,则调整成喷嘴7关且喷嘴3开.

3) y - ψ 面反映射(x 向的坐标符号发生了改 变).反映射需要考虑只改变对 x 向力的影响,不 能改变对气浮台的力矩作用.如果喷嘴1开且喷 嘴5关,则调整成喷嘴1关且喷嘴5开;如果喷嘴6 开且喷嘴2关,则调整成喷嘴6关且喷嘴2开.

4) x - y 面反映射(力矩的坐标符号发生了 改变).如果喷嘴1与喷嘴5同时开,那么将它们 调整成关,并且将喷嘴2与喷嘴6调整成开;同样, 如果喷嘴3与喷嘴7同时开,那么将它们调整成 关,并且将喷嘴4 与喷嘴8 调整成开.

经过上述的反映射,可以得到每个周期喷嘴的输出 T.

4 数学仿真及结果分析

分布式卫星的半物理仿真中最基本也是最关键的运动是三自由度气浮台能到达指定的位置. 本文中三自由度气浮台的位置(*x*,*y*)从(0,0)机动到(1,1)m为控制目标.初始的速度和角速度都为0;每个喷嘴加了最大10%的力偏差.

控制算法采用如下的 PD 控制:

$$\boldsymbol{F}_{\text{des}} = \begin{bmatrix} P_x x_{\text{err}} + D_x V_{x_{\text{err}}} \\ P_y y_{\text{err}} + D_y V_{y_{\text{err}}} \\ D_{\psi} V_{\psi} \end{bmatrix}.$$
(2)

其中: x_{err} 和 $V_{x_{err}}$ 表示 x 方向的位移和速度偏差; y_{err} 和 $V_{y_{err}}$ 表示 y 方向的位移和速度偏差; V_{ψ} 表示 角速度偏差. $P_x \ D_x \ P_y \ D_y$ 和 D_{ψ} 为控制参数, 这 里分别选择为 4. 2 \ 51. 2 \ 4. 2 \ 51. 8 和 17. 仿真结 果如图 6 ~ 9 所示.



从仿真结果可以看出,三自由度气浮台在 65 s到达了预定的目标位置,且位置及角度能够 稳定在目标位置.系统能够实现较好的控制性能, 达到总体仿真的目的,下一步可以将其应用到实 际的半物理仿真中.

5 结 论

 本文针对平移和转动相互耦合的喷嘴推 力分配的问题建立目标函数,并利用对称性原则, 建立了切实可行的推力分配算法;数学仿真结果 也验证其有效性,可应用到实际的半物理仿真中.

2)采用对称性原则大大减小了每个仿真周期的计算量,使其不约束仿真周期的减小.仿真周期减小,提高喷嘴的开关频率(由于采用开关控制喷嘴),提高了控制精度.

参考文献:

- [1] CHRISTOPHER K, MICHAEL S. Autonomous operations experiments for the distributed emerald nanosatellite mission [C]//14th Annual AIAA/USU Conference on Small. Logan Utah: Utah State University, 2000, SSC00-IX-5.
- [2] 王兆魁. 分布式卫星动力学建模与控制研究[D]. 湖 南:国防科技大学,2006.
- [3] BARNHART D A, HUNTER R C, WESTON A R, et al. XSS-10 Miero-satellite demostration [C]//American Institute of Aeronautics and Astronautics-98-5298. Reston: AIAA, 1998:339 – 346.

- [4]杨正贤,孔宪仁,王继河,等.基于 xPC 的小卫星半 物理仿真验证平台[J].系统仿真学报,2009,21 (20):6444-6448.
- [5] 王继河,王峰,兰盛昌,等.基于微型核的双星编队 实时仿真系统[J].系统仿真学报,2008,20(2): 328-331.
- [6] 原劲鹏,杨涤,翟坤,等.某型大柔性多体结构卫星
 半实物仿真[J].系统仿真学报,2006,18(5):
 1204-1207,1259.
- [7] WATKINS R, AGRAWAL B, SHIN Y, et al. Jitter control of space and airborne laser beams [C]//22nd AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit 2004 (ICSSC). Reston: AIAA, 2004, 5: 9 12.
- [8] YANG Y, CAO X. Design and development of the small satellite attitude control system simulator [C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, 2006. Reston: AIAA,2006, 8: 21 – 24.
- [9] 唐生勇, 张世杰. 交互对接航天器推力分配算法研 究[J]. 宇航学报, 2008,29(4):1120-1125.
- [10]MARTEL F. Optimal simultaneous 6-axis command of a space vehicle with a precomputed thruster selection catalogue table[C]//AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference. Montana USA: [s. n.], 2003, AAS 03 – 587.
- [11] JIN J, PARK B, PARK Y, et al. Attitude control of a satellite with redundant thrusters[J]. Aerospace Science and Technology,2006,10(7):644-651.

(编辑 张 宏)