

姿控发动机布局方式优化分析*

胡小平 王中伟 张为华 王振国

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘要 在液体推进剂动力系统质量模型的基础上, 针对采用双组元推进剂和挤压式输送系统的小推力空间飞行器姿控发动机, 在控制总冲量和总冲量矩相同的情况下, 对动力系统总质量最轻的姿控发动机最优布局方式进行了优化分析。

关键词 液体火箭发动机, 姿控, 布局, 优化

分类号 V433

Optimization Analysis of the Locality of Attitude Control Engines for Spacecraft

Hu Xiaoping Wang Zhongwei Zhang Weihua Wang Zhenguo

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract Based on the mass models of the liquid propellant engine thrust system, an approach has been presented for the optimization of the locality arrangement of the bipropellant attitude control engines. The optimization objective function is the total mass of the smallest thrust system, while the restrictive condition is that the total efficient control impulsion and total efficient control impulsion moment are certain.

Key words liquid propellant engine, attitude control, locality, optimization

动力系统质量大小对空间飞行器来说特别重要。动力系统是由一系列用于轨道转移的轨控推力系统和用于偏航、俯仰及滚转控制的姿控推力系统组成。影响动力系统质量的最主要因素是系统采用的推进剂及其输送系统的类型。可供选用的推进剂常有液体单组元推进剂、双组元推进剂以及高压冷气等。从系统简单可靠来考虑, 小推力空间飞行器大都采用挤压式输送系统。因此, 在推进剂及其输送系统选定以后, 通过对推力室系统的设计变量进行参数分析, 即可初步确定满足飞行任务要求的动力系统的质量。

* 1996 年 9 月 26 日修订

1 布局方案及可能的工况

空间飞行器的姿控动力系统的 4 种常见布局方式如图 1 所示。

方案 1 为六台姿控发动机，方案 2 为四台姿控发动机，方案 3 和方案 4 均为八台姿控发动机。每台姿控发动机均按相同的推力进行设计，其干重相同。在轨控发动机干重和空间飞行器其它部分质量相同的条件下，对于每个方案而言，要完成相同有效控制总冲量下的俯仰、偏航和滚转姿态控制，其姿控发动机所用的推进剂的质量不同，因而推进剂贮箱、挤压气体和气瓶等的质量及姿控发动机自身的个数和质量均有差别^[1,2]。

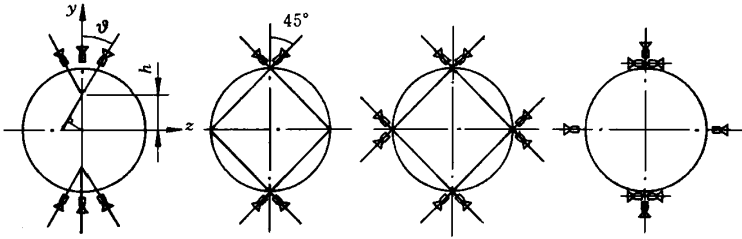


图 1 空间飞行器姿态控制发动机布局方案

表 1 19 种可能的姿态控制工况

方案号	俯仰有效冲量	偏航有效冲量	滚转有效冲量矩
方案 1	U1 一台: Ft U2 二台: $2Ft\cos\theta$ U3 三台: $Ft(2\cos\theta + 1)$	L1 二台: $2Fts\sin\theta$	R1 二台: $2Fhts\sin\theta$
方案 2	U4 二台: $2Ft\cos45^\circ$	L2 二台: $2Fts\sin45^\circ$	R2 二台: $2FRts\sin45^\circ$
方案 3	U5 二台: $2Ft\cos45^\circ$ U6 四台: $4Ft\cos45^\circ$	L3 二台: $2Fts\sin45^\circ$ L4 四台: $4Fts\sin45^\circ$	R3 二台: $2FRts\sin45^\circ$ R4 四台: $2FRts\sin45^\circ + 2FRt\cos45^\circ$
方案 4	U7 一台: Ft	L5 一台: Ft L6 二台: $2Ft$ L7 三台: $3Ft$	R5 二台: $2FRt$

4 个方案的姿控状态如表 1 所示，共有 19 种可能的工况。在进行优化比较分析时，对于俯仰、偏航姿态控制，在相同有效冲量下比较；对于滚转姿态控制，在相同有效冲量矩下比较，这时应比较的是推力力偶形成的冲量矩。

方案 1 具有两个自由变量 h 和 θ 。对于滚转姿态控制， $2h$ 代表的是力偶冲量对于空间飞行器质心的力臂。显然，当 h 等于空间飞行器横截面的半径 R 时，冲量矩为最大，故应取 $h = R$ 。为分析 θ 角度对姿态控制的影响，取不同 θ 角分别对有效冲量和有效冲量矩进行了计算。计算和分析表明：增大 θ 角有利于偏航和滚转，但不利于俯仰控制。可以推测，对于俯仰、偏航和滚转均有利的 θ 角应当位于 45 至 90 之间。但由于俯仰、偏航考虑的冲量与滚转考虑的冲量矩的量纲不同，不好同时比较，故首先主要考虑俯仰和偏航控制，此时两者有效控制冲量之和为：

$$y = Ft(2\cos\theta + 1) + 2Ft\sin\theta \quad (1)$$

其中 F 为单台姿控发动机的推力, t 为姿控发动机的工作时间。令 $dy/d\theta = 0$, 可求出当 $\theta = 45^\circ$ 时, 俯仰和偏航的有效控制冲量之和取得最大值。所以, 方案 1 中两个可变的参数暂且分别选取为 $h = R$ 和 $\theta = 45^\circ$; 看能否获得最大的姿态控制有效冲量和有效冲量矩。

2 计算模型^[3]

针对上述 4 个方案的 19 种工况分别计算了空间飞行器动力系统的总质量随总有效冲量或总有效冲量矩的变化规律。动力系统的总质量由轨控和姿控发动机的干重 (喷注器、燃烧室和喷管等)、推进剂及其储箱、挤压气体及其气瓶、导管和活门等的质量相加而成。

推力室的质量与推力、燃烧室压力、喷管膨胀比、推进剂混合比、喷管收缩比、燃烧室特征长度等参量有关。不同的冷却方式将影响燃烧室的质量; 双组元喷注器承受初始压力峰的强度条件决定了它的质量; 喷管质量分收敛段和扩张段分别计算相加, 既与设计的几何参数又与喷管冷却形式及材料有关; 推进剂的质量根据飞行任务的冲量要求来确定 (考虑 5% 的剩余质量); 推进剂储箱考虑了气垫的影响, 由储箱压力和箱体材料的强度确定其质量; 计算挤压气体质量时考虑了气瓶余气的质量, 由压降损失和推进剂储箱压力通过气体多变过程计算; 气瓶质量由挤压气体体积、压力和气瓶强度体积确定; 导管质量由沿程压力降及流量决定的导管直径和管壁强度条件决定的壁厚确定; 活门质量根据文献 [2] 提供的经验公式计算。各部件的详细质量计算模型见文献 [3]。计算程序框图如图 2 所示, 由于单台姿控发动机的推力是一定的, 工作时间的变化就反映了冲量或冲量矩的变化。作为算例的某空间飞行器的有关数据涉及: (1) 轨控发动机: 推力、工作时间、燃烧室压力、数量; (2) 姿控发动机: 推力、工作时间、燃烧室压力、数量 (4 ~ 8 个); (3) 推进剂: 氧化剂 N_2O_4 ; 燃料 MMH; 混合比: 2; 比冲: $300s$ ($2940m/s$); (4) 挤压气体: N_2 ; (5) 燃烧室收缩比; (6) 喷管膨胀比; (7) 推进剂贮箱及高压气瓶形状: 球形; (8) 空间飞行器外径; (9) 材料: 燃烧室及喷管: C-C 纤维; 推进剂贮箱: 铝合金; 高压气瓶: 钛合金; 导管: 铝合金。由此计算得到的双组元姿控发动机单台干重为 $0.1162kg$; 双组元轨控发动机单

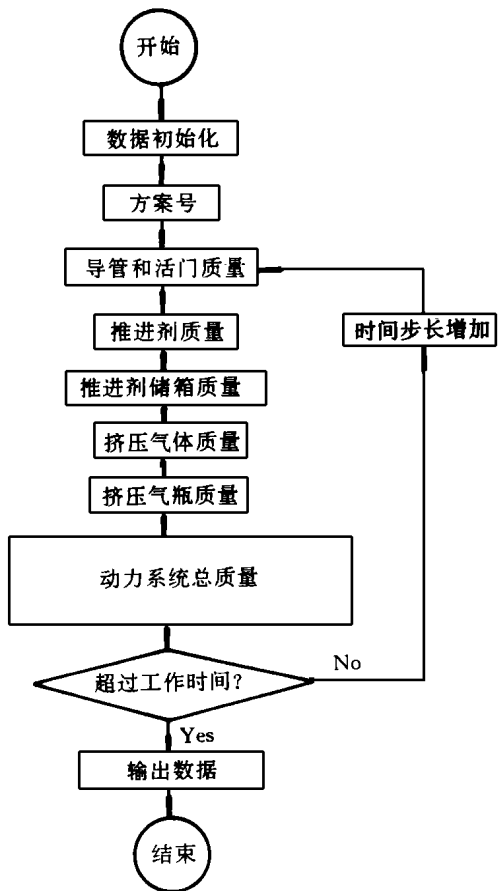


图 2 姿控发动机布局优化计算程序流程图

3 计算结果

计算结果以有效冲量（俯仰和偏航时）或有效冲量矩（滚转）为横坐标，以空间飞行器动力系统的总质量为纵坐标整理成图3、图4和图5。图3是俯仰姿态控制情况时的动力系统总质量-有效冲量图；图4是偏航姿态控制情况时的动力系统总质量-有效冲量图；图5表示了滚转姿态控制情况时的动力系统总质量随有效冲量矩的变化规律。

由图4可知，方案4在偏航控制时，开一台、两台或三台姿控发动机时（L5、L6和L7工况），动力系统总质量几乎没有差别。因此，我们设想可以去掉方案4中沿z轴方向通过质心的两台姿控发动机，对于姿态控制没有

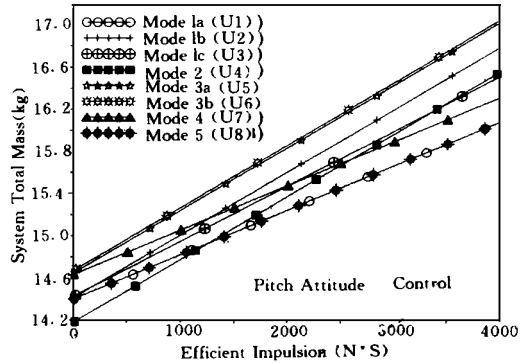


图3 俯仰姿态控制情况

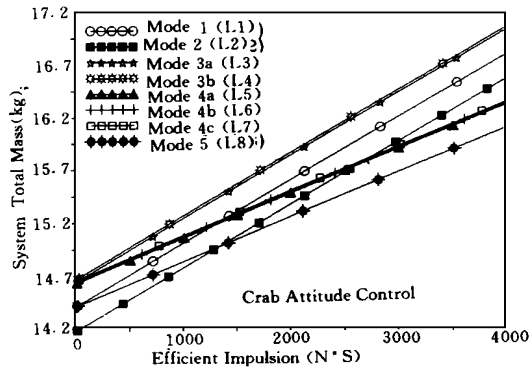


图4 偏航姿态控制情况

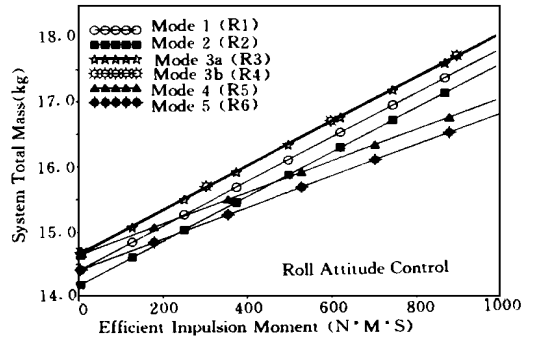


图5 滚转姿态控制情况

大的影响（只影响偏航控制的响应时间），而动力系统却减少了两台姿控发动机干重，故设想一个新的方案即方案5如图6所示，其可能的工况如表2所示。

方案5是6台姿控发动机的方案，实际上它就是方案1取 $h=R$ ， $\theta=90^\circ$ 的特例。计算结果与方案1~4的计算结果一起放在图3、图4和图5中。

表2 方案5的控制工况

方案5	
俯仰	U8 一台: Ft
偏航	L8 二台: $2Ft$
滚转	R6 二台: $2FRt$

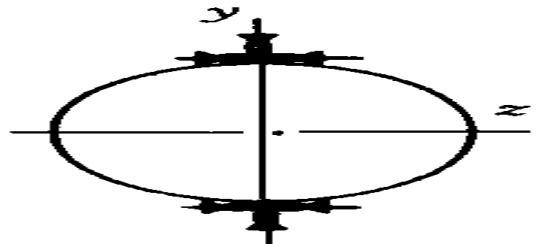


图6 方案5

4 结束语

方案 1 至方案 4 的比较 (方案 1 中取 $h = R$, $\theta = 45^\circ$):

(1) 在控制冲量较小的情况下, 方案 2 布局的动力系统总质量最小, 方案 1 次之, 方案 4 与方案 1 接近, 而方案 3 是 4 个方案中动力系统总质量最大的方案, 仅就质量因素而论是最不可取的布局方案。

(2) 在控制冲量较大的情况下, 方案 4 布局的动力系统总质量在偏航和滚转姿态控制时最小, 在俯仰控制时仅比方案 1 只开一台姿控发动机时 (U_1) 重一个恒定的质量, 即两台姿控发动机的干重 (图 3); 故方案 4 在需要较大控制冲量和冲量矩时是最优的布局方案, 方案 3 仍是 4 个方案中动力系统总质量最大的方案。

对于方案 3 而言, 在所有姿态控制工况下, 开一对姿控发动机与同时开两对姿控发动机对空间飞行器动力系统总质量几乎没有影响; 对于方案 4 而言, 在偏航姿态控制时, 开一台、两台姿控发动机与同时开三台对空间飞行器动力系统总质量也几乎没有影响 (图 4)。

方案 1 至方案 5 一起分析比较:

分析图 3、图 4 和图 5 可知: 在较小控制冲量和冲量矩下, 方案 2 的空间飞行器动力系统总质量最轻, 是最优的布局方案; 而在较大控制冲量和冲量矩下, 方案 5 是最优的布局方案。方案 5 实际上就是方案 1 取 $h = R$, $\theta = 90^\circ$ 时的特例, 也就是说方案 1 中 θ 应当取为 90° 最好。在图 3、图 4 和图 5 中用实心的图标表示了方案 1 至方案 5 共 22 种工况中空间飞行器动力系统总质量较轻的几种工况。

参 考 文 献

- 1 陈杰. 航天运载器液体推进剂火箭发动机构型研究: [学位论文]. 长沙: 国防科技大学, 1991
- 2 Manski D. Analysis and Optimization of Small Space Shuttle Propulsion Platform. N87-14430, 1987
- 3 王中伟, 胡小平. 空间发动机系统质量分析模型. 推进技术, 1997
- 4 休泽尔. 液体推进剂火箭发动机设计. 赵元修等译. 北京: 国防工业出版社, 1973
- 5 萨登. 火箭发动机. 王兴甫等译. 北京: 宇航出版社, 1992

(责任编辑 石少平)