

空间飞行器姿控发动机布局方式的优选*

胡小平 王中伟 张育林

(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姿控发动机的空间飞行器, 在总有效控制冲量和有效冲量矩一定的条件下, 提出了优选动力系统总质量最轻的姿控发动机布局方案的一种途径。

主题词: 双组元推进剂火箭发动机, 姿控火箭发动机, 轨道机动发动机, 布局, 优化

分类号: V439.7

OPTIMIZATION ON LOCALITY ARRANGEMENT OF ATTITUDE CONTROL ENGINES FOR SPACE VEHICLES

Hu Xiaoping Wang Zhongwei Zhang Yulin

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: Based on mass models of liquid propellant thrust system, an approach has been presented for optimization on locality arrangement of bipropellant attitude control engines. The optimization object function is the total mass of thrust system being smallest, under certain total efficient control impulsion and total efficient control impulsion moment.

Subject terms: Bipropellant rocket engine, Attitude control rocket engine, Orbital maneuvering engine, Layout, Optimization

1 引言

空间飞行器要求具有良好的稳定性和精确的速度和姿态控制。因此, 动力系统质量的大小至关重要。在推进剂及其输送系统选定以后, 通过对推力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。文献[1]采用统计与分析结合的方法, 推导了大推力航天运载器发动机的主要设计参数与发动机质量之间的关系, 文献[2]则用应力分析法给出了小推力空间发动机部件质量与设计参数的关系。本文针对采用双组元推进剂轨控和姿控发动机的空间飞行器, 在总有效控制冲量(矩)一定的约束条件下, 提出了优选具有最轻动力系统总质量的姿控发动机布局方案的途径。

2 质量模型

本文把动力系统总质量最轻作为各方案完成不同姿态控制时的目标函数进行优化分析。

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。在比较姿控方案时,认为轨控发动机不工作,因此各方案中轨控发动机系统的质量是相同的。同时假定每台姿控发动机均按相同的推力进行设计,其干质量相同。那么,在轨控发动机部分和空间飞行器其它部分的质量相同的条件下,对于不同方案,要完成相同有效控制总冲量(矩)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质量是不同的,因而推进剂贮箱、挤压气体和气瓶等部件的质量及姿控发动机自身的个数和质量等均有差别^[1,2]。

动力系统的总质量为轨控和姿控发动机干质量、推进剂的质量、推进剂储箱的质量、挤压气体的质量、气瓶质量、导管和活门的质量之和。

2.1 发动机推力室质量

推力室的质量由燃烧室、喷注器和喷管的质量组成,它与推力、燃烧室压力、推进剂混合比、燃烧室特征长度、喷管膨胀比、喷管收缩比等参量有关。

不同的冷却方式将影响燃烧室的质量。燃烧室质量的计算关系式为: $m_c = \pi D_c S_c L_c \rho_c$ 。其中,燃烧室壁厚 S_c 由强度条件确定;燃烧室的直径 $D_c = \sqrt{\epsilon_c} D_t$ 。其中, ϵ_c 为燃烧室收缩面积比;喷管喉部直径 D_t 由发动机推力 F 、燃烧室压力 p_c 、推力系数 C_F 求得: $D_t = \sqrt{4F/(\pi p_c C_F)}$ 。燃烧室长度的计算公式为

$$L_c = \frac{1}{\epsilon_c} \cdot \left\{ L^* - \frac{1}{6} D_t (\epsilon_c^{3/2} - 1) \frac{\cos \theta_i}{\sin \theta_i} \right\}$$

其中 θ_i 为喷管收缩段入口角度; L^* 为燃烧室特征长度。

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,最恶劣的情况是初始压力峰为燃烧室稳定压力的 4 倍^[2]。喷注器的质量近似等于两块底板的质量,即:

$$m_{inj} = 2 \cdot \rho_{inj} \cdot \frac{\epsilon_c^{1.5} F^{1.5}}{C_F^{1.5} p_c^{1.5}} \left\{ \frac{0.75(p_c + \Delta p_{inj})}{\pi \cdot [\sigma]_{inj}} \right\}^{1/2}$$

而喷管质量按收敛段和扩张段分别进行计算,与设计的几何参数、材料及喷管冷却形式等有关。

2.2 推进剂质量

推进剂的质量根据飞行任务的总冲量要求来确定(考虑约 5% 的剩余质量): $m_p = (1 + 5\%) I / I_s$; 其中 I 和 I_s 分别为总冲和比冲。因此,根据推进剂混合比即可计算得到氧化剂质量和燃料质量。

2.3 推进剂储箱质量

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。球形壳体的质量为: $m_{s,p} = \rho_{s,p} \cdot S_s A_s$ 。其中, $\rho_{s,p}$ 为球形推进剂储箱壳体材料的密度; A_s 为储箱壳体的表面积; S_s 为储箱壁厚,由其体积、承受压力和焊接及强度等共同确定。

2.4 挤压气体质量

应考虑气瓶余气的质量,由压降损失和推进剂储箱压力通过气体多变过程计算:

$$m_{gas} = \frac{k p_{tank} V_{tank}}{R} \left\{ T_{gas} \left(1 - \frac{1}{\epsilon} \right) + k \left[1 - \left(\frac{1}{\epsilon} \right)^{\frac{1}{n}} \right] \frac{Q}{C_p} \right\}^{-1}$$

式中, $\epsilon = \frac{p_{gas}}{p_{tank} + \Delta p}$, n 为多变指数。

2.5 气瓶质量

气瓶质量由挤压气体体积、压力和气瓶强度体积确定。球形气瓶壳体的质量为：

$$m_{s, \text{gas}} = \rho_{s, \text{gas}} S_s A_s$$

式中, $\rho_{s, \text{gas}}$ 为球形气瓶(其它形状气瓶的计算类似)壳体材料的密度; A_s 为气瓶壳体的表面积; S_s 为气瓶壁厚, 由体积、压力和焊接及材料强度等共同确定。

2.6 导管质量

由沿程压力降及流量决定的导管直径: $d = 0.94885 \rho^{-0.25} (\Delta p_d)^{-0.25} \sqrt{\dot{m}}$ 。导管壁厚由承受管内压力的强度条件确定。根据文献[3], 导管的安全系数一般取为 $n_b = 4 \sim 8$, 设导管承受的最大压力为 $p_{d, \max}$, 则壁厚为: $S_d = p_{d, \max} d \cdot n_b / (2\sigma_b)$ 。

因此, 长度为 L_d 的导管质量为 $m_d = \rho_d S_d L_d \pi d$

2.7 活门质量

活门质量根据文献[2]提供的经验公式计算:

$$m_v = 500(\dot{m}/\rho u)^{5/8}, F \geq 100\text{N}; m_v = 500K(\dot{m}/\rho u)^{2/8}, F < 100\text{N} \quad (16)$$

式中, K 为比例常数, 其值 $K=1/81.824$, 而 ρu 可由压力降求得。

3 计算举例

3.1 有关参数

计算以某空间飞行器为例, 其有关数据涉及: (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、混合比为 2、比冲为 $2940\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$; (4) 挤压气体: N_2 ; (5) 燃烧室收缩比; (6) 喷管膨胀比; (7) 推进剂储箱及高压气瓶形状: 球形; (8) 飞行器外径; (9) 材料: 燃烧室及喷管为 C—C 纤维; 推进剂储箱为铝合金; 高压气瓶为钛合金; 导管为铝合金。由此计算得到的双组元姿控发动机单台干质量为 0.1162kg ; 双组元轨控发动机的单台干质量为 0.9926kg 。姿控动力系统的四种常见布局见图 1, 4 个方案的姿控状态见表 1。

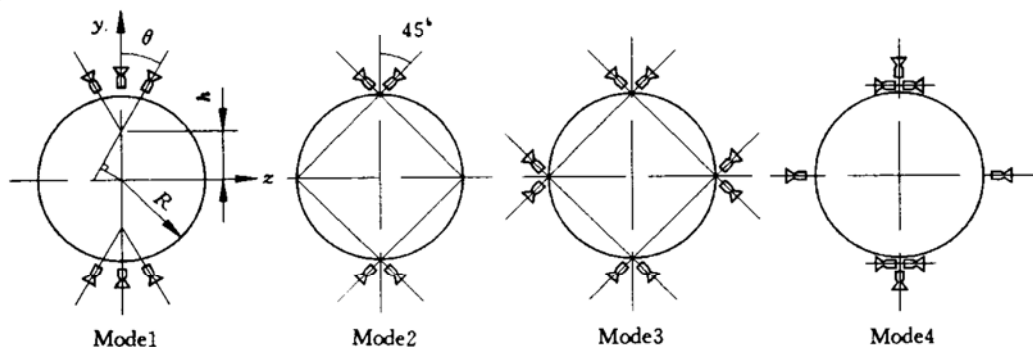


Fig. 1 Locality arrangement of attitude control engine

3.2 布局方案及可能的工况

姿控动力系统的四种常见布局方式如图 1 所示。4 个方案的姿控状态列于表 1, 共有 19 种可能的工况。对于俯仰姿态控制, 方案 1 至方案 4 共有 7 种可能工况, 依次编号为 U1 至 U7。对于偏航姿态控制, 方案 1 至方案 4 共有 7 种可能工况, 依次编号为 L1 至 L7。对于滚转姿态控制情况, 应比较的是推力力偶形成的有效冲量矩。方案 1 至方案 4 共有 5 种可能工况, 依

次编号为 R1 至 R5。

Table 1 Possible attitude control cases

Mode	EI of pitch attitude control	EI of crab attitude control	EIM of roll attitude control
1	U1 (1 engine): Ft U2 (2 engine): $2Ft\cos\theta$ U3 (3 engine): $Ft(\cos\theta+1)$	L1 (2 engine): $2Ft\sin\theta$	R1 (2 engine): $2Fht\sin\theta$
2	U4 (2 engines): $2Ft\cos45^\circ$	L2 (2 engines): $2Ft\sin45^\circ$	R2 (2 engines): $2FRt\sin45^\circ$
3	U5 (2 engines): $2Ft\cos45^\circ$ U6 (4 engines): $4Ft\cos45^\circ$	L3 (2 engines): $2Ft\sin45^\circ$ L4 (4 engines): $4Ft\sin45^\circ$	R3 (2 engines): $2FRt\sin45^\circ$ R4 (4 engines): $2FRt\sin45^\circ + 2FRt\cos45^\circ$
4	U7 (1 engine): Ft	L5 (1 engines): Ft L6 (2 engines): $2Ft$ L7 (3 engines): $3Ft$	R5 (2 engines): $2FRt$

Herein: EI=efficient impulsions, EIM=efficient impulsions moment

3.3 计算结果

针对上述 4 个方案 19 种工况分别计算。计算结果列于图 2~4, 以有效冲量 (俯仰和偏航时) 或有效冲量矩 (滚转) 为横坐标, 以动力系统总质量为纵坐标, 分别表示在俯仰、偏航和滚转三种姿态控制下, 动力系统总质量随有效冲量或有效冲量矩的变化规律。

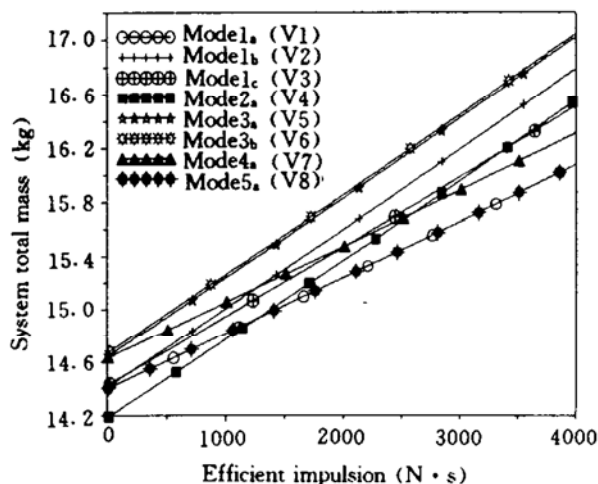


Fig. 2 Pitch attitude control

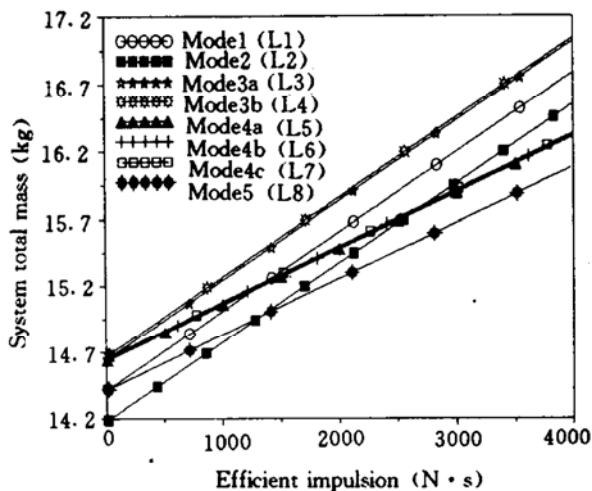


Fig. 3 Crab attitude control

由图 3 可知, 方案 4 在偏航控制时, 开 1 台、2 台或 3 台姿控发动机 (L5、L6 和 L7 工况), 几乎不影响动力系统的总质量。因此, 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质量。故可以设想一个新的方案即方案 5, 如图 5 所示, 其可能的工况如表 2 所示。

Table 2 Control cases of mode 5

Attitude	Mode 5
Pitch control	U8 (1 engine): Ft
Crab control	L8 (2 engines): $2Ft$
Roll control	R6 (2 engines): $2FRt$

对于俯仰控制, 方案 5 只有开启 1 台 y 方向的姿控发动机的情况, 编号为 U8; 对于偏航控制, 只有开启 2 台 z 方向发动机的情况, 编号为 L8; 对于滚转控制, 只有开启平行 z 轴方向相对的一对发动机的情况, 编号 R6。计算结果也表示在图 2~4 中。

3.4 计算结论

分析图 2~4 可知: 在较小控制冲量和冲量矩 (小于 1300Ns 或 230Nms) 下, 方案 2 的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 (大于 1300Ns 或 230Nms) 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 2~4 中, 用实心的图标表示了方案 1 至方案 5 共 22 种工况动力系统总质量最轻的几种工况。

方案 3 在所有姿态控制工况下, 开一对姿控发动机与同时开两对对动力系统总质量几乎没有影响。方案 3 是几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; 而方案 4 在偏航姿态控制时, 开 1 台、2 台姿控发动机与同时开 3 台对动力系统总质量也几乎没有影响 (图 3)。

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 休泽尔 D K 著. 赵元修等译. 液体推进剂火箭发动机设计. 北京: 国防工业出版社, 1973
- 4 萨登 G P 著. 王兴甫等译. 火箭发动机. 北京: 宇航出版社, 1992

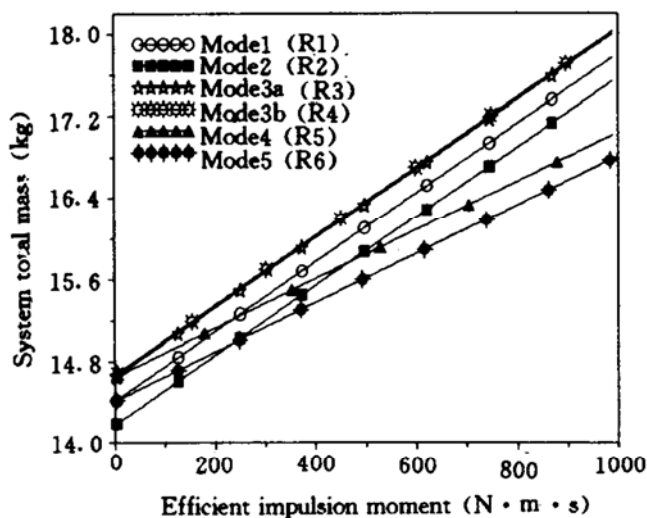


Fig. 4 Roll attitude control

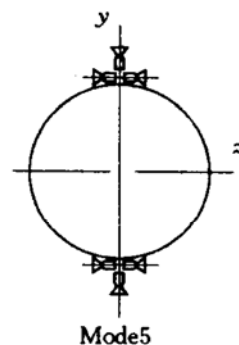


Fig. 5 Mode 5