

空间交会逼近走廊与相对位移控制

朱仁璋 王晓光

(北京航空航天大学宇航学院)

摘要 空间交会的最终逼近段是对接(或停靠)前的最后任务阶段,安全性要求多,十分关键。为克服初始状态偏差与制导机动加速度偏差的影响,确保安全逼近与成功对接,须在逼近走廊内设定相对位移控制边界,并对达到控制边界的追踪航天器施加机动,使其回到标称位置。通过论述逼近速度走廊与双视场横向位移走廊的设计方法,引入控制变量(实际位移与标称位移之差),并提出相对位移控制方法与算法,其中双冲量控制所需速度增量最小,更适合交会对接工程实际应用。

关键词 航天器交会 逼近走廊 相对位移控制

1 前言

一般情况下,追踪航天器在最终逼近段沿视线方向做直线型受迫运动,逼近目标航天器接口。但由于机动推力加速度偏差及其他干扰因素的影响,若不加以控制,追踪航天器将偏离标称轨迹,导致目标航天器逾越敏感器视场,或发生两航天器碰撞的危险。因此,为克服初始状态偏差与制导机动加速度偏差的影响,满足飞行时间、轨迹安全性以及对接初始状态等技术要求,确保安全逼近与成功对接,须在逼近走廊内设定相对位移控制边界,并对达到控制边界的追踪航天器施加机动,使其回到标称位置。

通常应用目标航天器轨道坐标系(Hill坐标系)研究逼近走廊与相对位移控制,坐标原点 O 位于目标航天器质心, xz 平面为目标航天器轨道面, x 轴指向轨道运动方向, z 轴指向地心, x, y, z 三轴构成右旋系(y 轴指向与轨道面法向相反)。追踪航天器沿 x 轴逼近目标航天器的方式为 V -bar逼近,若从目标航天器后方逼近为 $-V$ -bar逼近。本文以 $-V$ -bar逼近为例,论述逼近速度走廊与双视场横向位移走廊设计方法;引入控制变量(实际位移与标称位移之差),提出4种相对位移控制方法(相平面法,PD控制法,常推力加冲量机动,双冲量机动),其中双冲量机动所需的速度增量最小。

2 逼近走廊

逼近走廊表示追踪航天器质心运动参数的限制范围。广义逼近走廊概念包括两部分内容:(1)逼近速度走廊,即逼近速度相对逼近距离的变化范围,可

用速度与距离的相平面轨迹表示;(2)横向位移走廊,即垂直于逼近轴线的横向偏移范围,可用 yz 平面的运动轨迹表示。

2.1 逼近速度走廊

定义逼近距离 ρ 为两个交会航天器对接面中心之间的距离。逼近速度($\dot{\rho}$)随逼近距离(ρ)的变化范围(上限值与下限值)的设定与下列因素有关:

- (1) 不同类别与特性的对接系统对靠拢速度的要求;
- (2) 最终逼近段测控网对最终逼近段飞行时间的要求;
- (3) 轨迹安全模式设计,包括避撞机动(CAM, Collision Avoidance Maneuver)的动力需求;
- (4) 逼近速度控制精度。

假设交会对接总体设计对最终逼近段时间 T 的要求为 $10\text{min} \leq T \leq 15\text{min}$ (包括加速段时间,如 0.5min)。其中,上限值(15min)一般为交会航天器在测控网范围内的飞行时间,下限值(10min)为完成测控任务所需的最短时间。对于 $-V$ -bar逼近, ρ 与Hill坐标的关系为(参见图1):

$$x = -(\rho + L_1 + L_c), \quad x = -\rho \quad (1)$$

式中, L_1 与 L_c 分别为目标航天器与追踪航天器的对接面中心离其质心的距离。

如图1所示,通常将整个最终逼近段划分为4个阶段,即加速段(ρ_0 至 ρ_1)、等速接近段(ρ_1 至 ρ_2)、速度衰减段(ρ_2 至 ρ_3)、等速靠拢段(ρ_3 至 0)。等速靠拢段的速度 $|\dot{\rho}_3|$ 为对接系统所要求或所允许的量值, ρ_3 的确定主要考虑飞行时间要求与敏感器视场的盲

区,因此 ρ_3 与 $\dot{\rho}_3$ 的调节余地较小。为满足飞行时间要求,可调整的参数主要为加速段终点速度 $\dot{\rho}_1$ ($\rho_2 = \dot{\rho}_1$) 与速度衰减段的起点距离 ρ_2 。因存在两个可调量(自由度),因此,关于 $\dot{\rho}_1$ 与 ρ_2 的选择,在满足飞行时间要求的前提下,还应考虑轨迹安全模式设计,以减少制导机动与 CAM 的动力需求。通常安全模式设计可分为两种,即被动安全模式与主动安全模式^[1]。其中,被动安全模式是指在制导机动失效情况下,追踪航天器按机动失效点的速度自由飞行,不会进入禁区;主动安全模式是指以较大的超出被动安全模式的逼近速度飞行,若制导机动失效,便在失效点上施加避撞机动^[1],使追踪航天器自由飞行轨迹不进入禁区。加入主动安全模式可缩短飞行时间。

设最终逼近段进入点的距离 $\rho_0 = 150\text{m}$, $0.05/\text{s} \leq |\dot{\rho}_3| \leq 0.10/\text{s}$, $\rho_3 = 10\text{m}$ 。若选定 $\rho_2 = 40\text{m}$,为满足飞行时间要求,对 $\dot{\rho}_1$ 应有: $0.248\text{m/s} \leq |\dot{\rho}_1| \leq 0.333\text{m/s}$ 。由此可做出 $-V$ -bar 逼近的“逼近速度走廊”,即图 1 中粗实线范围。该图还给出被动安全临界曲线,在此曲线以下的轨迹应采用主动安全模式。

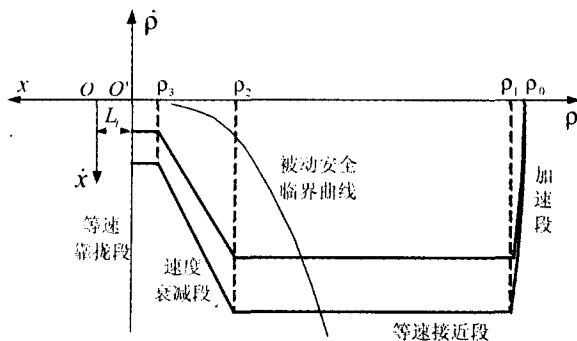


图 1 $-V$ -bar 逼近的“逼近速度走廊”示意图

2.2 横向位移走廊与控制边界

横向位移走廊是一个几何概念,表示最终逼近段进入点的范围以及整个最终逼近过程中运动轨迹不可逾越的边界。进入点的范围与轨迹边界构成通向目标航天器对接口的“走廊”。横向位移走廊的几何构型主要取决于相对导航光学传感器(如 CCD 相机)的视场角,此外,也与靶标及相机的安装位置有关。为便于分析,我们暂且作出下列假设:(1)相机安装面与追踪航天器对接面相合;(2)靶标基准面与目标航天器对接面相合。由于最终逼近段的标称轨迹为直线型,对于具有不变视场角的单个敏感器的追

踪航天器,逼近走廊一般为圆锥形,其中心线为标称轨迹直线,半锥角为半视场角与相对姿态角最大偏差(可取 1°)之差,约为 $5^\circ:15^\circ$ 。锥面顶点离目标航天器对接面(靶标基准面)的距离(l)取决于靶标基准面半径(R)与半锥角(α):

$$l = \frac{R}{\tan\alpha} \quad (2)$$

若 $R = 1.5\text{m}$, $\alpha = 7.3^\circ$,则 $l = 11.7\text{m}$ 。可见,对此情况,当 $\rho < l$ 时,靶标不能进入敏感器视场成像。一般情况下,若 l 较大,则需要装配另一件视场较大的相机(近场相机),相应地,还需设置基准面直径较小的近场靶标,使敏感器可获取靶标标志点影像。设近场走廊半锥角为 α' ,近场靶标基准面半径为 R' ,则近场锥面顶点离近场靶标基准面的距离为:

$$l' = R'/\tan\alpha' \quad (3)$$

这样,按上述假设做出图 2,图中的粗实线给出设定控制边界的一种方法(当然不是唯一的选择),即控制边界由两段圆锥面与两段圆柱面构成,由远及近,前后两段锥面分别由远场相机与近程相机确定,前一段圆柱面的起点(ρ^*)为近程相机的启用距离,后一段圆柱面的半径(d)可取为对接前的最大横向偏差(与对接机构的类别与特性有关)。图中 ρ^* 为后段圆柱面与后段锥面相交处:

$$\rho^* = (R' + d)/\tan\alpha' \quad (4)$$

例如,设 $\rho^* = 1.5\text{m}$, $d = 0.05\text{m}$, $\alpha' = 9.5^\circ$,则 $l' = \rho^* - d/\tan\alpha' = 1.2\text{m}$, $R' = l' \tan\alpha' = 0.2\text{m}$ 。

按上述参数,近场相机的开始启用距离可设定为 $\rho = \rho^* = 15.3\text{m}$ 。因此,当 $15.3\text{m} \leq \rho \leq 150\text{m}$,采用远场相机;当 $1.5\text{m} \leq \rho \leq 15.3\text{m}$,采用近场相机。其中,在 15m 至 12m 之间,也有可能同时采用近场相机与远场相机。近场相机与远场相机焦距之比 $f'/f = \tan\alpha/\tan\alpha' = 0.7655$,因此,若 $f = 30\text{mm}$,则 $f' = 23\text{mm}$ 。设相对位移处的控制边界截面的半径为 $r(x)$,则 z 向与 y 向偏移应满足下列条件:

$$\sqrt{z^2 + y^2} \leq r(x)$$

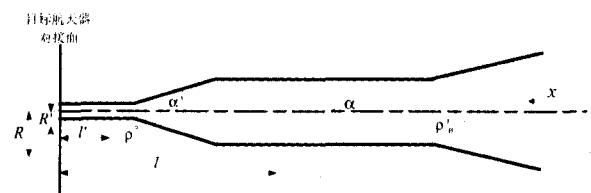


图 2 $-V$ -bar 逼近的横向位移控制边界示意图

值得注意的是,如图 2 所示,当 $0 \leq \rho \leq l'$ 时,近场靶标在相机视场之外。为此,在工程设计中,可将近场相机放置在追踪航天器对接面之后适当位置,同时将近场靶标放置在目标航天器对接面之后适当位置,两项后移量之和应大于 ρ^* 。这样,当两个航天器对接面重合时,近场靶标仍保持在近场相机视场内,即近场相机与近场靶标系统可以一直工作到两航天器对接为止。按这种设计方法作出的横向位移控制边界应如图 3 所示,由两段锥面与一段圆柱面构成。

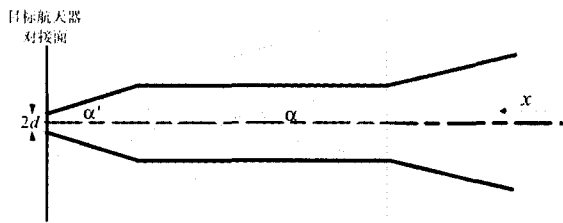


图 3 $-V$ -bar 逼近的横向位移控制边界示意图

3 相对位移控制

一个控制周期包括两个阶段,第一阶段为从控制边界状态(包括位置与速度)开始,施加控制机动,回到标称状态;第二阶段从标称状态开始,在状态干扰的作用下,到达控制边界。本节着重阐述双冲量机动设计算法。

3.1 受控运动方程一般形式

在 Hill 坐标系中,交会航天器相对运动方程(Hill 微分方程)表示如下:

$$\ddot{x} = a_x + 2nz, \ddot{y} = a_y - n^2 y, \ddot{z} = a_z - 2nx + 3n^2 z \quad (5)$$

式中, n 为轨道平均运动。将上式中的机动加速度 a_x, a_y, a_z 分解为制导加速度与控制加速度两部分:

$$a_x = (\dot{a}_x + \delta a_x) + \Delta a_x, a_y = (\dot{a}_y + \delta a_y) + \Delta a_y, a_z = (\dot{a}_z + \delta a_z) + \Delta a_z \quad (6)$$

式中, $\dot{a}_x, \dot{a}_y, \dot{a}_z$ 为直线型标称轨迹的制导机动加速度标称值, $\delta a_x, \delta a_y, \delta a_z$ 为其偏差量; $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z$ 为控制机动加速度。 $\delta a_x, \delta a_y, \delta a_z$ 为追踪航天器姿态角偏差与制导加速度量值的偏差的函数,一般为随机变量。为考虑最严重的情况,探寻干扰量的最大影响,模拟计算中,可将 $\delta a_x, \delta a_y, \delta a_z$ 取为最大偏差量(常量)。引入控制变量 x', y', z' :

$$x' = x - x^*, y' = y - y^*, z' = z - z^*$$

这里, x, y, z 是相对运动实际位置; x^*, y^*, z^* 为设计的标称位置。对标称轨迹,

$$\ddot{x} = 2nz^* + a_x^*, \ddot{y} = -n^2 y^* + a_y^*, \ddot{z} = -2nx^* + 3n^2 z^* + a_z^* \quad (7)$$

由此可获得受控运动方程的一般形式:

$$\begin{aligned} \ddot{x}' &= 2nz' + \delta a_x^* + \Delta a_x, \ddot{y}' = -n^2 y' + \delta a_y^* + \Delta a_y, \\ \ddot{z}' &= -2nx' + 3n^2 z' + \delta a_z^* + \Delta a_z \end{aligned} \quad (8)$$

式中, $\delta a_x^*, \delta a_y^*, \delta a_z^*$ 可视为干扰项。值得注意的是,上述方程与 Hill 方程的形式相同。特别是,若令 $(\Delta a_x + \delta a_x^*), (\Delta a_y + \delta a_y^*), (\Delta a_z + \delta a_z^*)$ 为常量,则可获得形式如 C-W 解的分析解。对 $-V$ -bar 逼近的标称轨迹, $y^* = z^* = 0$, 故 $y' = y, z' = z$; 又, $a_x^* = \dot{x}^*, a_y^* = 0, a_z^* = 2nx^*$ 。

3.2 控制方法与算法

基于上述受控运动方程,我们提出 4 种控制方法,并着重阐述双冲量机动算法。

3.2.1 相平面控制法

对相平面控制法,控制方程为:

$$\ddot{x}' = u_x, \ddot{y}' = u_y, \ddot{z}' = u_z \quad (9)$$

式中, u_x, u_y, u_z 为设定的常量。对最佳阻尼控制,相平面 $(x', \dot{x}'), (y, \dot{y}), (z, \dot{z})$ 上的推力方向切换线为抛物线型曲线^[2]。

3.2.2 比例加微分控制法

对比例加微分控制法,控制方程为典型的线性二阶系统形式:

$$\ddot{x}' + C_{z2}\dot{x}' + C_{x1}x' = 0, \ddot{y}' + C_{y2}\dot{y}' + C_{y1}y' = 0, \ddot{z}' + C_{z2}\dot{z}' + C_{z1}z' = 0 \quad (10)$$

适当选择阻尼比与无阻尼自然频率,便可确定控制方程中的反馈参数^[2]。

3.2.3 常推力加冲量机动

对常推力加冲量机动,首先,在常推力机动 $(\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z)$ 作用下,追踪航天器由控制边界回到标称位置 $(x'=0, y=0, z=0)$;接着,在标称位置施加反向冲量 $(\Delta \dot{x}', \Delta \dot{y}, \Delta \dot{z})$,使 $\dot{x}'=0, \dot{y}=0, \dot{z}=0$ 。由受控运动方程,不难将 $\Delta a_x, \Delta a_y, \Delta a_z, \Delta \dot{x}', \Delta \dot{y}, \Delta \dot{z}$ 表示为初始状态 $(x'_0, y_0, z_0, \dot{x}'_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$ 与控制时间 (t) 的分析表达式。

3.2.4 双冲量机动

对双冲量机动,控制机动加速度为零,可得到分

析解:

$$\begin{aligned}
 x' &= x'_0 + 6z_0(\vartheta - \sin\vartheta) + \frac{\dot{x}'_0}{n}(4\sin\vartheta - 3\vartheta) + 2\frac{\dot{z}_0}{n}(1 - \cos\vartheta) \\
 y &= y_0 \cos\vartheta + \frac{\dot{y}_0}{n}\sin\vartheta \\
 z &= z_0(4 - 3\cos\vartheta) - 2\frac{\dot{x}'_0}{n}(1 - \cos\vartheta) + \frac{\dot{z}_0}{n}\sin\vartheta \\
 \dot{x}' &= 6nz_0(1 - \cos\vartheta) + \dot{x}'_0(4\cos\vartheta - 3) + 2\dot{z}_0\sin\vartheta \\
 \dot{y} &= -ny_0\sin\vartheta + \dot{y}_0\cos\vartheta \\
 \dot{z} &= 3nz_0\sin\vartheta - 2\dot{x}'_0\sin\vartheta + \dot{z}_0\cos\vartheta \quad (11)
 \end{aligned}$$

式中, $\vartheta = nt$, n 为轨道平均运动。

(1) 第一次冲量在初始位置处 (控制边界) 施加。给定控制时间 t , 由两点边界值解的形式可知, 所需的速度增量 $\Delta \dot{x}'_0, \Delta \dot{y}_0, \Delta \dot{z}_0$ 为:

$$\begin{aligned}
 \Delta \dot{x}'_0 &= -\dot{x}'_0 - \frac{n}{g} \{ \dot{x}'_0 \sin\vartheta + 2z_0 [3\vartheta \sin\vartheta - 7(1 - \cos\vartheta)] \} \\
 \Delta \dot{y}_0 &= -\dot{y}_0 - ny_0 \cot\vartheta \\
 \Delta \dot{z}_0 &= -\dot{z}_0 - \frac{n}{g} [2\dot{x}'_0 (1 - \cos\vartheta) + z_0 (4\sin\vartheta - 3\vartheta \cos\vartheta)] \quad (12)
 \end{aligned}$$

式中, $g = 8(1 - \cos\vartheta) - 3\vartheta \sin\vartheta$

(2) 第二次冲量 (在 $x'=0, y=0, z=0$ 处施加), 速度增量为:

$$\begin{aligned}
 \Delta \dot{x}'_1 &= -6nz_0(1 - \cos\vartheta) - (\dot{x}'_0 + \Delta \dot{x}'_0)(4\cos\vartheta - 3) - 2(\dot{z}_0 + \Delta \dot{z}_0)\sin\vartheta \\
 \Delta \dot{y}_1 &= ny_0\sin\vartheta - (\dot{y}_0 + \Delta \dot{y}_0)\cos\vartheta \\
 \Delta \dot{z}_1 &= -3nz_0\sin\vartheta + 2(\dot{x}'_0 + \Delta \dot{x}'_0)\sin\vartheta - (\dot{z}_0 + \Delta \dot{z}_0)\cos\vartheta \quad (13)
 \end{aligned}$$

因此, 总的速度增量表示如下:

$$\Delta v = \left| \Delta \dot{x}'_0 \right| + \left| \Delta \dot{y}_0 \right| + \left| \Delta \dot{z}_0 \right| + \left| \Delta \dot{x}'_1 \right| + \left| \Delta \dot{y}_1 \right| + \left| \Delta \dot{z}_1 \right| \quad (14)$$

3.3 控制方法算例

根据上述横向位移走廊算例, 可设定横向控制边界半径 $r_0=0.45\text{m}$ 。如图 4 所示, 在横向控制边界上取 8 个点 $r_i (i=1, \dots, 8)$ 作为初始位置, $|r_i|=0.45\text{m}$, 其中 r_1 沿 y 方向, 而相邻 r_i 的夹角为 45° 。对每个点, 均取 $x'=0.1\text{m}$; 如图 5 所示, 对每个点赋给 9 个初速度 $\dot{r}_j (j=0, 1, \dots, 8)$, 其中 $\dot{r}_0=0, |\dot{r}_1|=|\dot{r}_2|=\dots=|\dot{r}_8|=0.01\text{m/s}$, \dot{r}_1 沿 y 方向, 相邻 \dot{r}_j 的夹角为 45° 。对每个点, 均取 $x'=0$ 。这样, 共有 72 组初始状态, 以 P_{ij} 表示位置为 r_i 、速度为 \dot{r}_j 的状态。

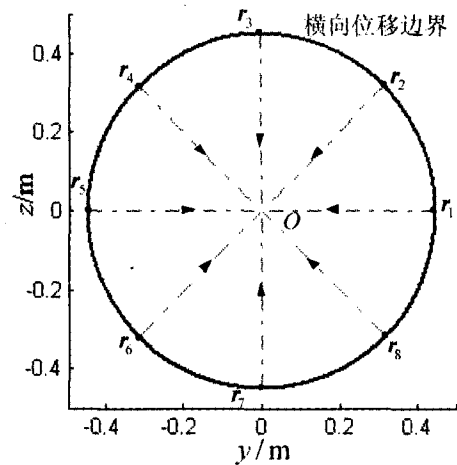


图 4 控制段轨迹的 yz 平面投影图

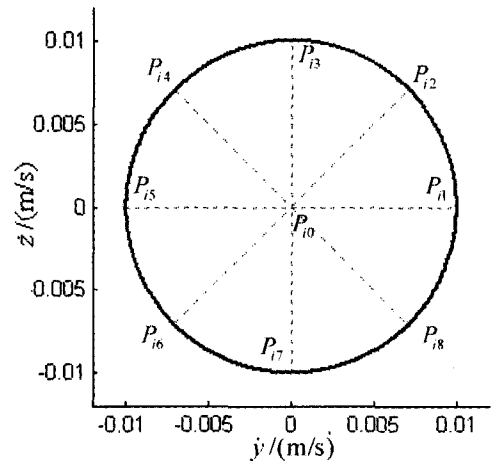


图 5 控制段起点的相对速度

图 4 中的点划线为控制段轨迹在 yz 平面上的投影, 由图可见, 不同初始状态的轨迹形态相近。表 1 对初始状态 P_{80} 与 P_{88} 给出 4 种控制方法所需的总的速度增量 Δv , 控制段时间取为 90s 。

表 1 初始状态 P_{80} 与 P_{88} 的速度增量

总的速度增量/(m/s)	相平面控制	PD控制	常推力加冲量	双冲量机动
P_{80}	0.0337	0.0322	0.0329	0.0163
P_{88}	0.0658	0.0516	0.0746	0.0305

(下转第 23 页)

表 5 三维实体模型的充液膜盒固有频率对比

膜盒内气压(MPa)	低压		
膜盒外液压(MPa)	低压	中压	高压
试验自振频率(Hz)	26.25	29	31.25
采用实体单元的频率结果(Hz)	18.162	18.365	18.533
膜盒内气压(MPa)	高压		
膜盒外液压(MPa)	低压	中压	高压
试验自振频率(Hz)	22.25	24.5	26.75
采用实体单元的频率结果(Hz)	15.847	16.342	17.183

从结果的对比中可以看出,用实体单元进行求解的膜盒固有频率结果与试验比较接近,且变化规律相同。但计算结果较试验要偏低,这一方面是由于直接耦合方法在处理流固耦合界面时将界面上的全部自由度均进行了耦合,没有考虑到流体流动的作用;另一方面由于在试验过程中,管路布局的限制,造成了在试验系统中不可避免地封闭了一定体积的空气,从而导致膜盒周围液体的附加质量由于空气的存在而有所降低,最终导致试验频率的升高。但在计算中尚没有考虑到这部分空气的影响,所以试验数据要比计算数据偏大。

另外通过 ANSYS 的直接耦合法计算结果,我们发现计算与试验的膜盒频率变化规律是一致的:

(上接第 4 页)

由表 1 及其他大量的模拟计算结果显示:

- (1) 当控制段初速度具有逾越控制边界趋势时,所需速度增量较大;
- (2) 若设定的控制段时间较长,则所需的总的速度增量相应减小;
- (3) 应尽可能提高姿态控制精度,减小制导加速度偏差,以减小相对位移控制的动力消耗;
- (4) 对相同控制时间,双冲量机动所需速度增量最小。

4 结论

在空间交会的最终逼近段,为克服初始状态偏

差与制导机动加速度偏差量的影响,满足飞行时间、轨迹安全性以及对接初始状态等技术要求,确保安全逼近与成功对接,须设定逼近速度与相对位移控制边界,对达到控制边界的追踪航天器施加机动,使其回到标称位置。双冲量机动所需的速度增量最小,适合交会对接工程实际应用。

• 在膜盒外压不变时,内压升高,频率增大。分析原因主要是由于内压升高时,根据表 2 膜盒等效刚度计算结果,膜盒的等效刚度增大,故膜盒的固有频率增加;同时膜盒在工作状态的压缩量降低,膜盒周围液体的附加质量减少,也导致膜盒的固有频率增加。

• 当膜盒内压不变时,外压升高,膜盒频率下降。分析原因主要是由于外压升高时,根据表 2 膜盒等效刚度计算结果,膜盒的等效刚度减小,故膜盒的固有频率下降;同时外压升高时,膜盒压缩量增大,膜盒外部的液体附加质量增大,也导致膜盒的固有频率下降。

7 结论

本文对金属膜盒进行的流固耦合分析,结果与试验结果比较接近,说明流固耦合分析对于膜盒的固有频率计算是极为必要的。另外通过进行膜盒的流固耦合计算发现计算结果相对试验结果来说比较低,通过查找原因,发现试验管路中膜盒周围封有一定量的气体,为指导试验的改进提供了一定的理论依据。

参考文献

- [1] 王心清. 结构设计. 宇航出版社, 1994.
- [2] ANSYS 手册.
- [3] 李东旭. 高等结构动力学. 国防科技大学出版社, 1997.10
- [4] Bathe K. J., Finite Element Procedures in Engineering Analysis, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, 1982

参考文献

- [1] 朱仁璋, 汤溢, 尹艳. 空间交会最终平移轨迹安全模式设计[J]. 宇航学报, 2004, 25(4): 443-448
- [2] 朱仁璋, 林彦. 航天器交会最终逼近段相对姿态估计与控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(5)