

对地静止卫星的发射

蒋洪力

运行周期等于地球自转周期 23 小时 56 分 4.0905 秒的顺行(与地球自转方向相同)人造地球卫星叫做地球同步卫星。它的运行路线叫做运转轨道,运转轨道面与地球赤道面的夹角叫做轨道倾角。根据倾角的不同,可将同步轨道分为静止轨道、倾斜轨道和极地轨道。

当轨道为圆形且倾角为 0° 时,轨道面与赤道面重合,由于卫星运行方向与地球自转方向相同,运行周期又与地球同步,因此从地球上仰望,卫星仿佛悬挂在太空静止不动。由于与地面相对静止、固定在赤道上空,因此称为“对地静止卫星”,简称“静止卫星”,这条轨道就称为地球静止轨道,简称静止轨道。对地静止卫星常用于气象、通讯、广播等。对地静止卫星的发射,是将人造地球卫星送入对地静止轨道并定点于预定的地理经度上成为静止卫星的过程。

对地静止卫星的高度和速度

由于静止卫星的运行周期与地球自转周期相同,所以它的高度和运行速度只能是一个定值。静止卫星的高度和运行速度可以按以下的计算方法求得。设静止卫星的质量为 m 、离地面的高度为 h 、速度为 $v_{\text{静}}$ 、周期为 $T = 86164.0905\text{s}$ (23 小时 56 分 4.0905 秒),地球质量 $M = 5.9742 \times 10^{24}\text{kg}$ 、赤道半径为 $R = 6378140\text{m}$ 、万有引力常数为 $G = 6.67259 \times 10^{-11}\text{N}\cdot\text{m}^2/\text{kg}^2$ 。卫星围绕地球作匀速圆周运动所需向心力由万有引力提供,有 $GMm/(R+h)^2 = mv_{\text{静}}^2/(R+h) = m(R+h)(2\pi/T)^2$, 得静止卫星的高度 $h = \sqrt[3]{GMT^2/4\pi^2} - R = 35785.965\text{km}$ 、静止卫星的速率 $v_{\text{静}} = \sqrt{GM/(R+h)} = 3.075\text{km/s}$ 。

对地静止卫星的发射

发射卫星要在实现卫星成功进入预定轨道的前提下,根据运载火箭能耗最小的原则确定发射方式。

地球表面覆盖着厚厚的大气层,海拔越低,密度越大,大气阻力也就越大。如果运载火箭在地面以垂直向上的方向发射卫星,则卫星经过大气层的路程最短,可以减小大气阻力,火箭带有强大的喷气发动机,不断把燃烧所产生的气体向下喷射,气体的反冲力又把箭星向上推动,迅速通过浓密的大气层,使

大气密度迅速下降,火箭速度也迅速增加,在空气密度极其稀薄的大气层中达到初始轨道预定高度和需要的速度,再以水平方向(与地平面平行)入轨。

静止轨道高达 35786km,卫星到达此高度以后,仍然需要轨道维持、调整卫星在空间的姿态和速度等,同时卫星还要在轨道上长期工作,这些都要消耗能量。为减少能耗、充分借用地球自转的速度,卫星的发射主要采用东北、东南方向;向东的分量越大,火箭就能越多地借用地球自转的向东速度。例如发射场在赤道时,地球自转赋予的初速度最大,为 $v_{\text{自}} = 2\pi R/T = 465\text{m/s}$ 。地球平均半径 $R_{\text{均}} = 6371\text{km}$,任意纬度 φ 向东的自转速度 $v_{\text{自}} = 2\pi \cdot 6371000 \cdot \cos\varphi/T = 464.5807\cos\varphi(\text{m/s})$, 则我国西昌(28°N)卫星发射场可获得地球自转赋予的向东初速度 $v_{\text{自}} = 464.5807\cos 28^\circ = 410.2(\text{m/s})$ 。

当高度相同时,卫星入轨点的速度大小和方向决定轨道的形状、大小、空间位置以及远地点高度。如果入轨点 Q 的速度方向水平,速率等于环绕速度 $v_{\text{圆}} = \sqrt{GM/r}$,轨道则为正圆;如果入轨点 Q 的速度方向水平,速率 $v_{\text{大}}$ 在一定范围内大于 $v_{\text{圆}}$,其运行轨道为椭圆,入轨点 Q 则为近地点,且入轨点速度愈大,轨道愈扁,远地点愈远。如果入轨点速度的方向水平,速率 $v_{\text{小}}$ 在一定范围内小于 $v_{\text{圆}}$,则卫星相对地球作近心运动,轨道也为椭圆,入轨点则为远地点。如果入轨点速度的方向不水平(俯仰角不大),入轨点速率等于 $v_{\text{圆}}$;或入轨点速度的方向不水平(俯仰角不大),入轨点速率也不等于 $v_{\text{圆}}$,则轨道也为椭圆,入轨点既非近地点、也非远地点。因此,为减少能耗,需要选择并控制合理的飞行速率、方向和最佳轨道形状,最大限度地利用地球引力,使卫星在预设轨道惯性飞行,将卫星送入预定位置和预定高度。

发射地球静止卫星的典型方案如图 1:首先由地面垂直向上发射卫星,由三级运载火箭的第一、二级火箭将第三级火箭和卫星以 $v_{\text{圆}}$ 的入轨速度水平送入一个低高度、有倾角的近地圆轨道 I(也叫停泊轨道或初始轨道);绕行一段时间后,经过赤道上的 Q 点时,速度方向恰好和预定椭圆轨道在近地点 Q

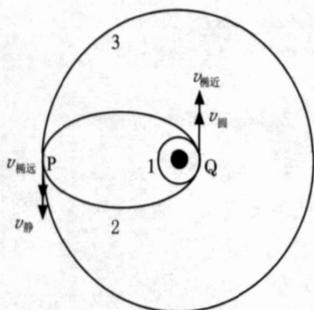


图1 静止卫星变轨示意图

相切, 此时第三级火箭点火加速, 卫星以 $v_{椭圆近}$ 的入轨速度进入以 Q 为近地点的转移轨道 2 (亦称过渡轨道, 是非常扁的椭圆轨道), 利用地球引力沿椭圆轨道被动飞行, 使卫星能以最少的能量消耗到达高度为 35786km 的椭圆轨道远地点 P (P 位于赤道上空)。椭圆轨道 P 点速率为 $v_{椭圆远}$, 方向与地平面平行; 然后调整飞行姿态并开动远地点发动机向卫星施加具有特定方向和大小的推力, 以改变卫星飞行的方向和速度 (叫做横向机动加速), 使卫星的轨道平面转到赤道平面内, 并使卫星的合成速度等于静止轨道速度 $v_{静}$, 将卫星送入静止轨道 3; 最后经卫星自带的多部小型发动机进行轨道微调完成定点。第一、二级火箭的功能也可由航天飞机完成。

实际上, 由于大气阻力, 贴近地面的圆轨道是没有的, 只有在 160km 左右的高度才能使卫星绕地球 1 周以上。为了安全、成功地将卫星送入预定轨道, 一般取高度 200km ~ 400km 作为近地圆轨道高度。如图 2, E 为地球球心, 小圆为地球, R 为赤道半径, 虚线圆为近地圆轨道, h_1 为圆轨道高度, h 为静止轨道高度。令高度 $h_1 = 200\text{km}$, 根据匀速圆周运动速率公式, 得近地圆轨道 1 的入轨速度 $v_{圆} = \sqrt{GM/(R+h_1)} =$

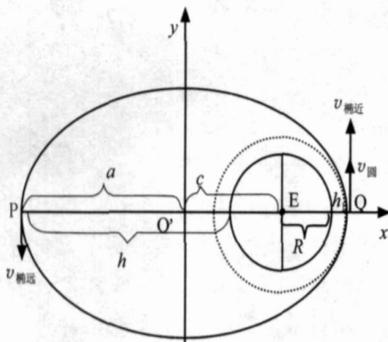


图2

7.784km/s。近地圆轨道上各点速率都相等, $v_{圆}$ 即圆轨道上 Q 点的速率。转移轨道 2 (椭圆轨道) 的半长轴 $a = (h_1 + 2R + h)/2 = 24371.123\text{km}$, 半焦距 $c = a - R - h_1 = 17792.983\text{km}$, 离心率 (也叫偏心率) $e = c/a = 0.730085$ 。任意时刻的星地距离 (矢径) r 的计算公式 (椭圆极坐标方程) 为

$$r = a(1 - e^2)/(1 + e \cos \theta) \quad (1)$$

式中的 θ 在天文学上称为真近点角 (在解析几何上称为极角), 是以地心 E 为顶点、从近地点 Q 逆时针起算的角度。椭圆轨道速率方程为

$$v_{椭圆} = \sqrt{GM(2/r - 1/a)} \quad (2)$$

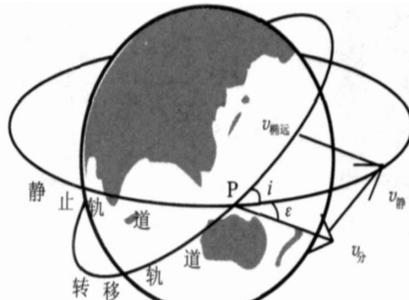


图3

根据公式 (1)、(2) 计算出静止卫星转移轨道主要矢径 r 和线速度 $v_{椭圆}$ 如表 1。

表 1 对地静止卫星转移椭圆轨道各点线速度

极角 θ	0	30	60	90	120	150	180
极角 θ	360	330	300	270	240	210	180
矢径 r (m)	6578140	6972333	8337291	11380784	17923787	30949409	42164105
线速度 $v_{椭圆}$ (km/s)	10.239	9.899	8.903	7.328	5.303	3.067	1.597

正圆轨道与椭圆轨道在同一平面内, 椭圆轨道与静止轨道不在同一平面内。设卫星从我国西昌发射 (如图 3), 卫星轨道倾角 $i = 30^\circ$ 。由余弦定理, 调整卫星空间姿态变轨进入静止轨道所需横向机动分速度 $v_{分} = \sqrt{v_{椭圆远}^2 + v_{静}^2 - 2v_{椭圆远}v_{静} \cos i} = 1.8704\text{ km/s}$ 。由正弦定理, 分速度与静止轨道速度方向的夹角 $\epsilon = \arcsin[(v_{椭圆远} \sin i)/v_{分}] = 25.279^\circ$ 。卫星在 P 点以 $v_{椭圆远} = 1.597\text{ km/s}$ 的速度沿椭圆轨道前进的同时, 又以 $v_{分} = 1.8704\text{ km/s}$ 的速度向右前方 $55.279^\circ (30^\circ + 25.279^\circ)$ 离开椭圆轨道的 P 点; 两者的合成速率和方向即静止轨道速率和方向, 从而调姿变轨进入静止轨道。

由上述分析、计算可知, 对地静止卫星在 200km 高度将以 $v_{圆} = 7.784\text{ km/s}$ 的速度水平进入近地圆

轨道 1; 在圆轨道上的 Q 点(赤道上空)水平加速到 $v_{\text{椭圆近}} = 10.239\text{km/s}$, 可变轨到离心率 $e = 0.730085$ 的很扁的椭圆轨道 2, 使轨道远地点 P 位于赤道上空, 高度恰好等于静止卫星的高度, 速率 $v_{\text{椭圆远}} = 1.597\text{km/s}$; 最后, 卫星在椭圆轨道的远地点 P 调整姿态并横向机动加速到速率 $v_{\text{分}} = 1.8704\text{km/s}$, 变轨进入静止轨道 3; 再经轨道微调完成定点。

发射静止卫星也可以使用其他方案。例如在 200km 高度以 $v_{\text{椭圆近}} = 10.239\text{km/s}$ 的速度直接将卫星送入椭圆转移轨道近地点(位于赤道上空); 当卫星运行到椭圆轨道的远地点 P 时(位于赤道上空, 高度等于静止卫星高度), 水平加速进入同步轨道; 运行一段时间后, 调姿变轨增加横向分速度消除轨道倾角进入静止轨道。另一方案是: 初始轨道为小椭圆轨道, 近地点位于赤道上空; 当卫星运行到小椭圆轨道的远地点时(高度小于同步卫星高度), 速度的方向与远地点相切, 卫星水平加速, 使小椭圆轨道的远地点成为大椭圆轨道(转移轨道)的近地点(位于赤道上空), 大椭圆轨道的远地点位于赤道上空, 高度等于同步卫星高度; 最后, 卫星在椭圆轨道的远地点调整姿态并横向机动加速, 变轨进入静止轨道。

对地静止卫星发射场的选址

对地静止轨道卫星发射场的选址条件比较严格, 需要良好的气象和气候条件, 大气能见度好、晴天多、日照时间长, 冬无严寒、夏无酷暑; 地形隐蔽开阔、地质结构坚固, 水源充足, 交通、通讯便利等。选址还要受地理纬度的限制, 即静止卫星发射场应当尽量在低纬度地区选择。如果一个国家的卫星发射场建在地球的赤道上, 静止卫星的发射就简单多了, 在赤道上由西向东发射, 达到静止轨道高度, 在预设位置定点, 发射就成功了。可惜的是, 许多发射卫星的国家不在赤道上, 即使有些国家位于赤道上, 由于受其他自然条件的制约, 在赤道上建立卫星发射场也并非最佳选址。因此, 发射静止卫星都有一个复杂的变轨过程。

卫星在远地点附近变轨时除了要增加速率外, 还要改变速度方向, 以消除轨道倾角。由余弦定理得 $v_{\text{分}} = \sqrt{v_{\text{椭圆远}}^2 + v_{\text{静}}^2 - 2v_{\text{椭圆远}}v_{\text{静}} \cos i}$ 。由上式可知, 倾角 i 与横向机动分速度 $v_{\text{分}}$ 呈正向变化, 如果转移轨道的倾角 i 小, $v_{\text{分}}$ 就小, 卫星变轨的任务就轻, 卫星的能耗就小、运行寿命就长。但轨道倾角 i 受

发射地点纬度限制。如图 4, E 为地球球心, F 为卫星发射场, 其纬度为 φ , Q 为椭圆轨道(或圆轨道)与静止轨道的交点, 位于赤道上空, FQ 为转移轨道的一部分, R 为轨道半径, t 为 F 与 Q 的经度差, EQ 为转移轨道面与静止轨道面的交线(棱), $FB \perp EQ$ 、 $AB \perp EQ$, i 为轨道倾角(二面角的平面角); $Rt \triangle EBF$ 在转移轨道平面内, $Rt \triangle EBA$ 在静止轨道平面内; AE 是 FE 在静止轨道面的射影, AB 是 FB 在静止轨道面的射影, A 为垂足。在 $Rt \triangle FAE$ 中, $FA = FE \cdot \sin \varphi = R \cdot \sin \varphi$, $AE = FE \cdot \cos \varphi = R \cdot \cos \varphi$; 在 $Rt \triangle ABE$ 中, $AB = AE \cdot \sin t = R \cdot \cos \varphi \cdot \sin t$; 所以 $\tan i = FA / AB = R \cdot \sin \varphi / R \cdot \cos \varphi \cdot \sin t = \tan \varphi / \sin t$ 。由上式可知, $\sin t$ 为最大值时, i 有最小值, 即 $i = \varphi$ 。

如果不考虑相当耗费能量的横向机动, 由上述证明可知, 发射点纬度值 φ 就是从该发射场可能发射的最小轨道倾角值 i 。例如西昌位于 28°N 附近, 只能发射轨道倾角 $i \geq 28^\circ$ 的卫星, 如果要发射轨道倾角更小的卫星就比较困难, 需要

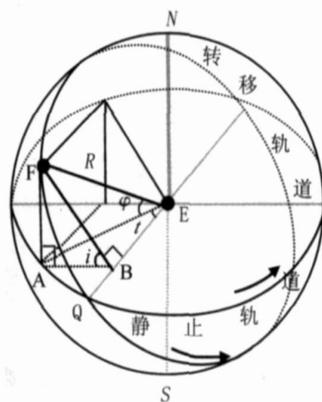


图 4

采取较大的横向机动, 从而消耗较多能量。所以为了发射静止卫星而选择发射场, 应当尽量在低纬度地区选择。因此低纬度的西昌卫星发射基地就优于酒泉、太原等发射场而成为对地静止卫星的最佳发射基地。

发射对地静止卫星, 需要大推力运载火箭将卫星送入 35786km 的高度; 卫星的发射过程比较复杂, 经过三次变轨, 需要高、精、尖端的遥测控制技术。因此, 发射对地静止卫星要比发射其他卫星复杂得多, 世界上只有美国、俄罗斯、法国、中国和日本等少数几个国家具有独立发射对地静止卫星的高端技术和实力。1984 年以来, 我国已陆续发射了“风云”二号 A 星、“风云”二号 B 星和风云 2 号 C 星等多颗地球静止轨道卫星, 今后还将陆续发射科技含量更高的对地静止卫星, 为我国的现代化建设服务。

(河北省唐山市开滦一中 063000)