

相关参数

表 1 卫星轨道六根数

轨道参数	符号	数值
轨道半长轴(km)	a	6862.036
轨道偏心率	e	0.0012178
轨道倾角(deg)	i	97.3615
升交点赤经(deg)	Ω	82.1176
近地点幅角(deg)	ω	213.6645
平近点角(deg)	M	286.3617

地面站参数：经度(117.27)，纬度(31.86)，海拔高度(0.5km)

表 2 卫星轨道计算参数

参数	符号	数值
卫星速度(km/s)	v	7.6215
卫星轨道周期(s)	T	5657.1
日周期数	N	15.273
平均角速度(rad/s)	n	0.0011

卫星平面轨道方程计算

卫星平近点角 M

$$M = n(t - t_0) \tag{1}$$

其中 n 为卫星运动的平均角速度， t 为观测时刻， t_0 为卫星过近地点时刻

卫星偏近点角 E ：

$$E = M + e \sin(E) \tag{2}$$

卫星真近点角：

$$f = \arctan\left(\frac{\sqrt{1 - e^2} \sin(E)}{\cos(E) - e}\right) \tag{3}$$

利用级数展开，可得到卫星真近点角与平近点角的关系为：

$$f = M + \left(2e - \frac{1}{4}e^3\right)\sin(M) + \frac{5}{4}e^2\sin(2M) + \frac{13}{12}e^3\sin(3M) \cdots \tag{4}$$

卫星轨道方程：

$$\begin{aligned} r_s &= \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos(f)} \\ x_s &= r_s \cos(f) \\ y_s &= r_s \sin(f) \end{aligned} \tag{5}$$

坐标变换

轨道坐标系 (Orbital Coordinate System, OCS) 到地心惯性坐标系 (Earth-Centered Inertial Coordinate System, ECI)

$$R_{\Omega} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) & -\sin(\Omega) & 0 \\ \sin(\Omega) & \cos(\Omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$R_{\omega} = \begin{bmatrix} \cos(\omega) & -\sin(\omega) & 0 \\ \sin(\omega) & \cos(\omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$R_i = \begin{bmatrix} \cos(i) & -\sin(i) & 0 \\ \sin(i) & \cos(i) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$r_{ECI} = R_{\Omega} R_{\omega} R_i \begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

地心惯性坐标系到大地测量系统(Latitude Longitude Altitude Measurement System, LLA)

$$\vartheta = \arctan\left(\frac{z_{ECI}}{x_{ECI}^2 + y_{ECI}^2}\right)$$

$$\text{if } x_{ECI} < 0$$

$$\varphi = 180^\circ + \arctan\left(\frac{y_{ECI}}{x_{ECI}}\right)$$

$$\text{if } x_{ECI} > 0 \quad (8)$$

$$\varphi = \arctan\left(\frac{y_{ECI}}{x_{ECI}}\right)$$

$$\text{else}$$

$$\varphi = 360^\circ + \arctan\left(\frac{y_{ECI}}{x_{ECI}}\right)$$

其中 ϑ 为卫星纬度， φ 为卫星经度

卫星与地面站可见范围及相对位置计算

卫星中心角：

$$\cos(\gamma) = \cos(L_e)\cos(L_s)\cos(l_s - l_e) + \sin(L_e)\sin(L_s) \quad (9)$$

其中 γ 为卫星中心角， L_e 为地面站北纬， l_e 为地面站西经， L_s 为星下点北纬， l_s 为星下点西经。

可见性测定：

若地面站要观察到某个卫星，则该地面站的仰角 El 必须大于 0 ，要使 $El > 0^\circ$ ，则必须满足：

$$r_s > \frac{r_e}{\cos(\gamma)} \quad (10)$$

其中， r_s 为卫星轨道半径， r_e 为地面站距地心距离。

地面站仰角 El 计算公式：

$$\cos(El) = \frac{r_s \sin(\gamma)}{d} = \frac{\sin(\gamma)}{\left[1 + \left(\frac{r_e}{r_s}\right)^2 - 2\left(\frac{r_e}{r_s}\right)\cos(\gamma)\right]^{1/2}} \quad (11)$$

地面站方位角计算

为了计算地面站方位角，需要先定义一个中间角

$$\beta = \arctan\left(\frac{\tan|l_s - l_e|}{\sin(L_e)}\right) \quad (12)$$

求出中间角后，地面站方位角 Az 可按如下方法求得：

- 情况 1：地面站位于北半球
- (a) 卫星位于地面站东侧： $Az = 180^\circ - \beta$
 - (b) 卫星位于地面站西侧： $Az = 180^\circ + \beta$
- 情况 2：地面站位于南半球
- (a) 卫星位于地面站东侧： $Az = \beta$
 - (b) 卫星位于地面站西侧： $Az = 360^\circ - \beta$

仿真实验结果图

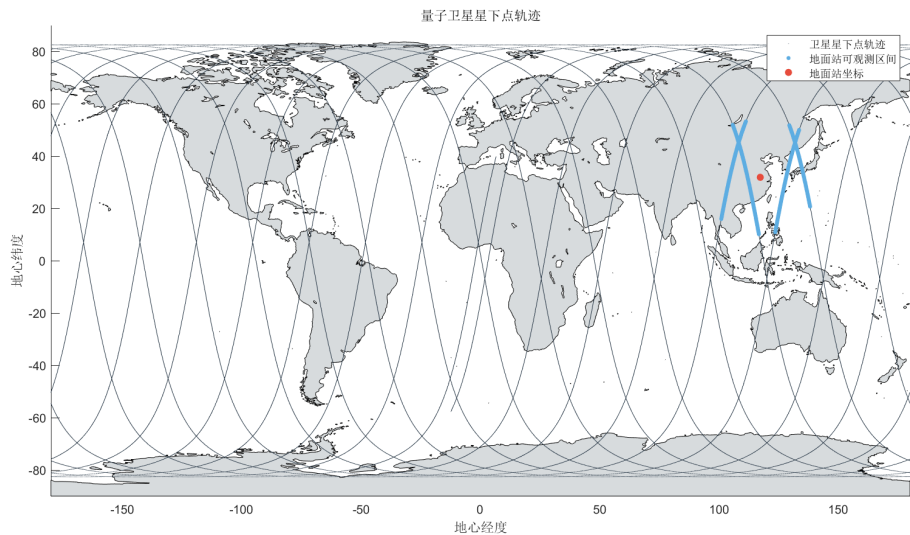


图 1 量子卫星星下点轨迹及可观测区间

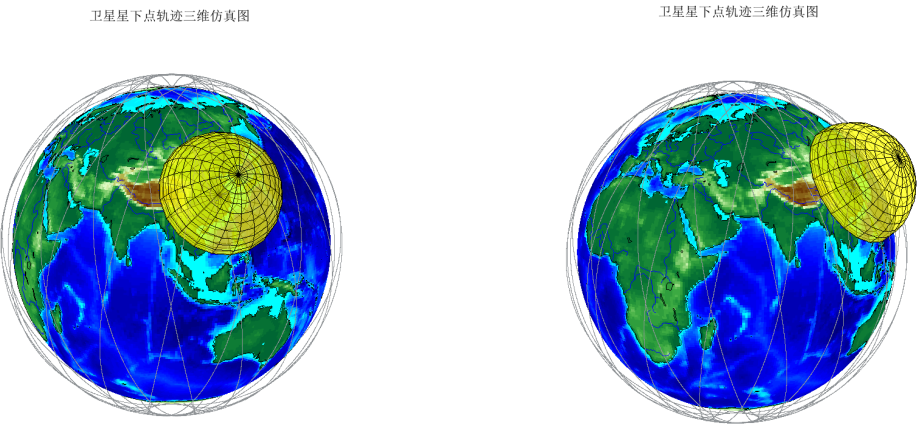


图 2 量子卫星星下点轨迹及可观测区间三维视图

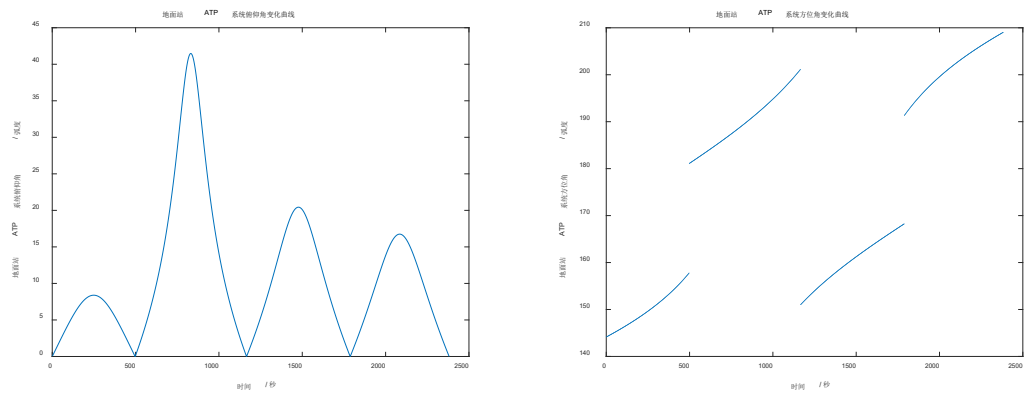


图 3 可观测区间内地面站 ATP 系统方位角与俯仰角的变化

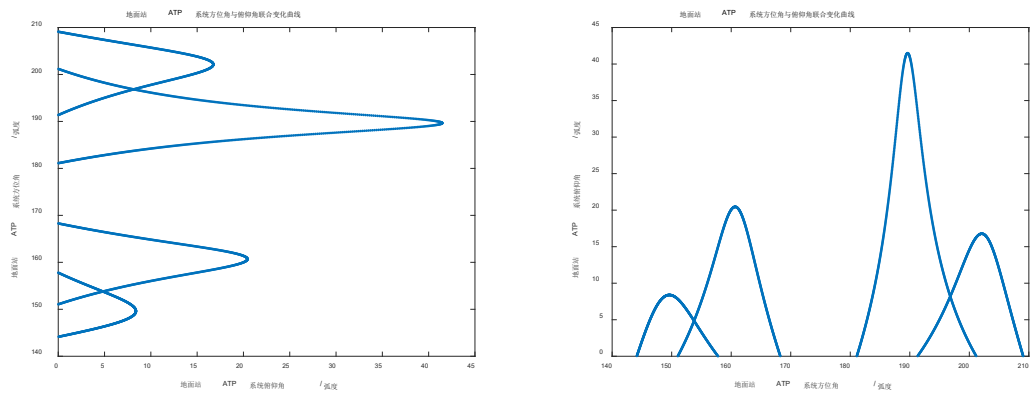


图 4 地面站 ATP 系统方位角与俯仰角联合变化曲线