

本文主要说明了什么是 J2 摄动项。



（参考文档）含有 J2 项摄动的卫星追逃轨道优化

在卫星所受二体引力基础上加入 J2 项非球形摄动。

地球非球形摄动会对低轨卫星的运动产生很大影响，卫星沿着二体引力下设计的初始拦截轨迹运动时会产生极大的漂移，甚至导致拦截失败。本文主要研究 J2 非球形摄动存在下推力幅值受限的两卫星追踪逃逸问题。首先对拦截卫星和逃逸卫星建立含有 J2 摄动干扰的动力学方程。

考虑地球 J2 项摄动时，引力加速度在大地坐标系下的分量为

$$\mathbf{a}_\mu = \begin{bmatrix} -\mu/r^2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - \frac{3J_2\mu R_e^2}{2r^4} \begin{bmatrix} 1 - 3\sin^2\varphi \\ 2\sin\varphi\cos\varphi \\ 0 \end{bmatrix}, (3)$$

式中： μ 为地球引力场数， $J_2 = 1.018 \times 10^{-3}$ 为 J2 项摄动系数， $R_e = 6378.165$ km 为地球平均半径。

相关符号的解释

什么是 φ 、 r_4 （应当是 r^4 – 墨之科技）， r 为航天器的地心距。

管的方向角，下面同文献[10]中相同以大地坐标系为基础，采用变量 $(r_i, \xi_i, \varphi_i, \gamma_i, v_i, \zeta_i)$ ， $(i = P, E)$ 对拦截卫星和目标卫星的状态进行描述，其中状态变量里的元素分别表示当前卫星到地心的距离、地理经度、地理纬度、飞行路径角、飞行速度和方位角。

球赤道惯性坐标系下的坐标及球坐标速度为

$$\begin{cases} x = r \cos \varphi \cos \xi, \\ y = r \cos \varphi \sin \xi, \\ z = r \sin \varphi. \end{cases} \quad \begin{cases} \dot{r} = v_r = v \sin \gamma, \\ r\dot{\varphi} = v_\varphi = v \cos \gamma \sin \zeta, \\ r \cos \varphi \dot{\xi} = v_\xi = v \cos \gamma \cos \zeta. \end{cases} \quad (1)$$

φ 为地理纬度，和地心纬度有什么区别？

(相关文档) 考虑 J2 项摄动的小推力燃料最优转移轨道设计

这些摄动力包括地球形状非球形的附加引力、大气阻力、日月引力、太阳光压等摄动力，其中地球扁率的 J2 项摄动远大于其他摄动因素，是引起航天器轨道变化的主要因素。

a_{J2} 为地球

J2 项摄动所引起的加速度, 其表达式为

$$\begin{cases} a_{xJ2} = -\frac{3}{2} \frac{\mu J_2 R_E^2}{r^5} x + \frac{15}{2} \frac{\mu J_2 R_E^2 z^2}{r^7} x, \\ a_{yJ2} = -\frac{3}{2} \frac{\mu J_2 R_E^2}{r^5} y + \frac{15}{2} \frac{\mu J_2 R_E^2 z^2}{r^7} y, \\ a_{zJ2} = -\frac{9}{2} \frac{\mu J_2 R_E^2}{r^5} z + \frac{15}{2} \frac{\mu J_2 R_E^2 z^3}{r^7}. \end{cases}$$

式中: $a_{J2} = [a_{xJ2}, a_{yJ2}, a_{zJ2}]^T$; $J_2 = 0.001\ 082\ 63$ 为地球扁率摄动常数; $R_E = 6\ 378\ 137\ \text{m}$ 为地球平均半径; r 为航天器的地心距.