第20卷 第3期 空 间 科 学 学 报 Vol.20, No.3
2000 年 7月 CHINESE JOURNAL OF SPACE SCIENCE July, 2000

星座的发射规划研究

徐 敏 程凤舟 陈士橹
(西北工业大学航天工程学院 西安 710072)

摘 要

卫星的组网发射规划就是确定从地面把多颗卫星发射到所需求的轨道平面的适当时间问题. 在保证组网卫星之间相位要求和发射单颗卫星限制条件的情况下, 给出了一个轨道高度为 800 km 、轨道倾角为 45° 的 12 颗星 Wallker 星座的发射窗口. 其研究思路可为确定卫星群发射窗口提供参考.

关键词 卫星星座—发射窗口—发射规划

1 引 言

卫星星座是指服务于特定任务的一群卫星的总称. 虽然单颗卫星也可以完成很多任务, 但出于单星对地面覆盖的局限性, 很多任务必须由多颗卫星组成的星座才能实现. 卫星发射窗口是可供卫星发射的时间集合, 其中包括发射日期和发射时刻. 星座发射规划是由卫星任务和星上设备要求所决定. 为了得到各限制条件对发射窗口的影响, 每个限制条件对应的发射窗口要分别计算, 综合分析处理这些结果, 得到最终的发射窗口. 在卫星的组网过程中, 一般总希望第一颗卫星入轨时就能达到一定的性能水平, 随后每当一颗卫星陆续部署入轨后系统性能能不断提高. 因此所制定卫星星座发射规划的优劣, 直接影响星座的使用寿命和使用性能. 所以研究星座的发射规划具有重要的意义. 本文在考虑卫星组网的顺序、各卫星之间的相位关系和发射单颗卫星的限制条件的情况下, 讨论了卫星星座的发射窗口问题, 并给出一个 12 颗星的 Wallker 星座的发射规划.

2 卫星发射点几何限制

因为轨道平面在惯性空间中是固定不动的, 所以发射窗口就是地面上的发射点旋转通过该轨道平面的时刻. 如图 1 所示.

要使发射窗口存在, 则对轨道倾角 i 有如下限制:

(1) 若对顺行轨道且发射点纬度 $L > i$, 或对退行轨道且 $L > 180° - i$, 则发射窗口不存在.

(2) 若 $L = i$ 或 $L = 180° - i$, 则只存在一个发射窗口. 若 $L < i$ 或 $L < 180° - i$, 则存在两个发射窗口.

1999-11-08 收到原稿, 2000-04-29 收到修定稿

发射时刻的当地恒星时 LST 是发射时刻从春分点到发射点所在经度线之间的角度. 由下式给出

$$\mathrm{LST} = \Omega + \delta \quad (\text{在升交点发射}),$$

$$\mathrm{LST} = \Omega + 180^\circ - \delta \quad (\text{在降交点发射}),$$

式中, Ω 是所要求的轨道的升交点赤经, δ 为赤道内由离发射点最近的交点到发射点所在经度线之间的角度.

若预先给定一个大致时间, 或者说可能的最早时间, 就可以求出该时刻发射点的当地恒星时, 从而可推导出发射时刻的具体值.

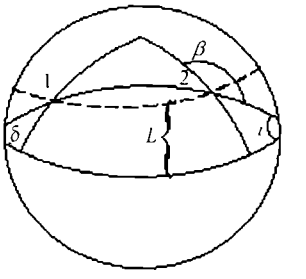

图 1　发射窗口几何限制
Fig.1　Geometric limitation of launching window

3　卫星星下点太阳高度角限制

卫星星下点太阳高度角图 2 和 3 是指太阳方向与卫星星下点所在当地水平面的夹角 (H_d). 假定太阳与地球相距无穷远, 视太阳光为平行光, 太阳与卫星的地心张角即地日连线与卫星向径的夹角为 ψ, 则地心与太阳的连线对过卫星星下点的当地水平面的线面角 $\alpha' = 90^\circ - \psi$,

$$H_d = \arcsin[\sin\delta \sin\delta_d + \cos\delta \cos\delta_d \cos(\alpha_d - \alpha)]. \tag{1}$$

式中, 过 s 点的赤经 α 可用 Ω, i, δ 表示:

$$\alpha = \Omega + \arcsin(\tan\delta \cot i) \quad (\text{升轨}),$$

$$\alpha = \Omega + 180^\circ - \arcsin(\tan\delta \cot i) \quad (\text{降轨}).$$

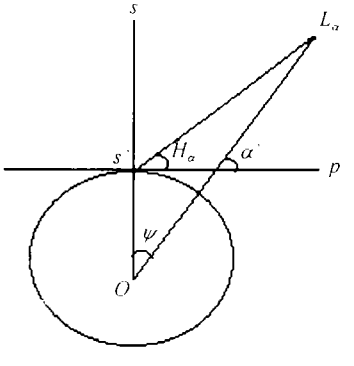

图 2　星下点太阳高度角几何关系
Fig.2　Geometric relationship of the sun-high angle

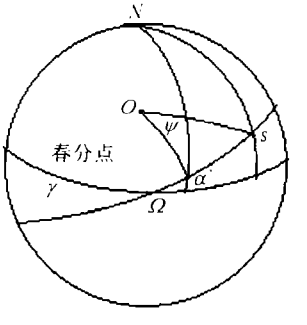

图 3　太阳高度角推导
Fig.3　Derivation of the sun-high angle

4 卫星地影时间限制

卫星进入地球阴影的现象即为卫星食. 设地球为球形且不考虑大气的折射效应, 太阳视为有大小的光源, 这时地影为两个同轴相套的圆锥, 如图 4 所示.

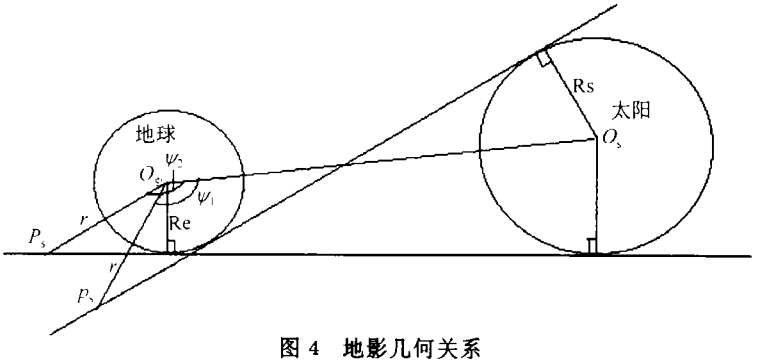

图 4 地影几何关系

Fig.4 Geometric relationship in the shadow of the earth

设地心距为 r 的一点, 这点若在圆锥上, 它和地日连线对地心张角

$$\psi_1=\pi-\arcsin\left(\frac{\mathrm{Re}}{r}\right)-\arcsin\left(\frac{\mathrm{Rs}+\mathrm{Re}}{A}\right),\quad \psi_2=\pi-\arcsin\left(\frac{\mathrm{Re}}{r}\right)+\arcsin\left(\frac{\mathrm{Rs}-\mathrm{Re}}{A}\right). \tag{2}$$

其中, Re 为地球平均半径, Rs 为太阳半径, A 为日地平均距离.

当卫星和太阳对地心张角 $\psi\leqslant\psi_1$ 时卫星处于光照区; $\psi_1<\psi<\psi_2$ 时卫星处于半影区; $\psi_2\leqslant\psi$ 时卫星处于全影区.

已知卫星地心距后, 可以计算出 ψ_1 与 ψ_2, 用前面给出的判别条件来确定卫星相对于地影位置, 确定 t 的步长, 逐步计算找出卫星进出地影时间.

5 轨道转移和相位调整

卫星的发射, 一般是先送到高度低的停伯轨道, 再转移到高度高的任务轨道. 本文采用了最省能量的同平面转移轨道-霍曼转移轨道.

将卫星从低轨道转移到高轨道还有相位的要求时, 相当于是一个会合或拦截空间某一目标的问题. 这种高精度的交会, 要求有一条相位轨道来完成轨道机动. 如果初始轨道和最终轨道都是圆轨道, 且同平面, 则拦截的初始轨道就是相位轨道, 拦截器停留在初始轨道, 直到拦截器和目标的相对运动产生所希望的几何位置关系, 在这一位置上便可把拦截器射入一个霍曼转移轨道. 在初始轨道上的等待时间为 $(\phi_{\mathrm{i}}-\phi_{\mathrm{f}}+2k\pi)/(\omega_{\mathrm{int}}-\omega_{\mathrm{tgt}})$. 此式中, ϕ_{f} 是交会所需的相位角 (目标器和拦截器间的角距),ϕ_{i} 为初始相位角, k 为交会机会的序数, ω_{int} 是拦截器的轨道角速度, ω_{tgt} 是目标的轨道角速度. 超前角 α^L 等于 ω_{tgt} 乘以霍曼转移所需的时间, ϕ_{f} 等于 $180^\circ-\alpha_{\mathrm{L}}$. 交会所需的时间为等待时间加上霍曼转移轨道上的飞行时间.

6　组网过程中的最佳性能升级

组网过程中的最佳性能升级问题实际上是讨论星座发射的顺序问题，一般总希望第一颗卫星入轨时就能达到一定的性能水平，随后每当一颗卫星陆续部署入轨后系统性能能不断提高. 若将尚未完成组网的星座称为子星座，那么对于不同的发射顺序，产生的子星座也不同. 例如，最早发射的 3 颗卫星，可以都布置在一个轨道面上，也可以分别布置在 3 个轨道面上或一个轨道面 1 颗星，另一轨道面 2 颗星. 若再考虑不同轨道面之间的相位关系，可能的组合方式将更多. 每一种组合对应一个子星座，它们的覆盖性能不同. 所以，为得到子星座的最佳性能，应从覆盖性能来考虑. 在评价星座发射过程中覆盖性能的升级时，应着眼于所设计的星座必须所连续覆盖的区域，在该区域地球表面上均匀取观察点，统计在各个观测点的覆盖性能，建立覆盖性能评估函数进行评估. 这样可得到所希望选择的发射规划，使得已经入轨的卫星组成的子星座具有最优覆盖性能. 本文以同纬度圈各点的最大覆盖间隙为指标建立评估函数：

$$J = \min\left\{\sum_{i=1}^{n} \max\{\text{Coverage Gap}\}\right\}. \tag{3}$$

当星座尚未完备时，新增添 1 颗卫星，该卫星可能位于每一个尚未完备的轨道面上，其相位可能为每一轨道上尚未填充位置中的任意一个. 由于星座卫星的数目是有限的，因此可采用一一搜索的方法，计算出每一个可能情况下的星座的覆盖性能，进而得出组网过程中的最佳性能升级的最优解. 另外还应考虑到发射工具的发射方式，以及卫星重新定相所需的代价.

7　发射实例

下面以一个轨道高度为 800 km, 倾角为 45°, 具有 12 颗星, 参考码为 12/3/2 的 Wallker 星座的发射为例，来讨论具体星座的发射问题.

利用以上所讨论的组网过程中的最佳性能升级的方法，对该算例发射的顺序安排如图 5, 由覆盖的数值仿真可以得出，这样的安排较为合理. 图中横轴为升交点赤经，纵轴为卫星的平近点角. 卫星的编码顺序即为发射顺序.

假设 (1) 所有卫星都先发射到高度为 600 km 的停伯轨道，然后转移到高度为 800 km 的任务轨道，同时调整好该卫星的相位. (2) 卫星发射后由测控单位给出卫星星历表，从而可以确定卫星以后的运动. 所以当第 1 颗星发射后，由观测值及轨道理论，可推算出以后任一时刻其位置，星座中其余卫星的平近点角相位可由第 1 颗星推出. (3) 第 1 颗星发射后，在 t_1 时平近点角为 M_{10}, 则发射第 2 颗星时，先送入低轨道，在 t_2 时由轨道理论确定的平近点角为 M_{20}, 此时第 1 颗星的平近点角

$$M_{1-2} = M_{10} + n_1(t_2 - t_1),$$

要求第 2 颗星在高轨道上应该满足的相位关系

$$M_2 = M_{1-2} + 60^\circ.$$

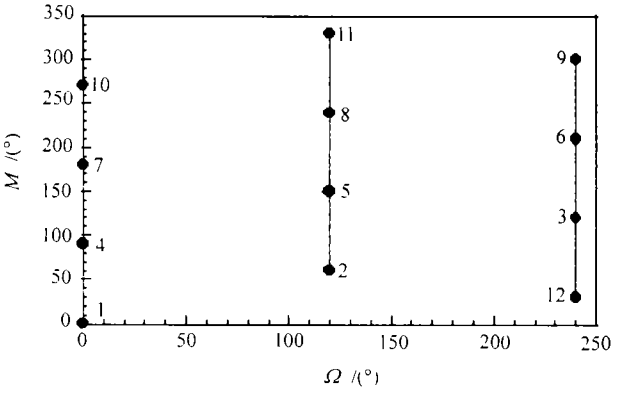

图 5 卫星的编码

Fig.5 Coding of satellites

这样，只要知道了 M_{10} 、 t_1 、 M_{20} 和 t_2 的具体值，就可由上述轨道转移理论，计算将第 2 颗星送入目标轨道的转移时刻，等待时间，转移时间及速度增量等. 类似地，仍以第 1 颗星为参考，可知其余卫星在轨道转移时，在最终轨道上需满足相位关系

$$M_3 = M_{1-3} + 120°, \qquad M_{1-3} = M_{10} + (t_3 - t_1)n_1,$$

$$M_4 = M_{1-4} + 90°, \qquad M_5 = M_2 + 90° = M_{1-5} + 60° + 90°,$$

$$M_6 = M_3 + 90° = M_{1-6} + 120° + 90°, \qquad M_7 = M_{1-7} + 180°,$$

$$M_8 = M_5 + 90° = M_{1-8} + 180° + 60°, \qquad M_9 = M_6 + 90° = M_{1-9} + 180° + 120°,$$

$$M_{10} = M_{1-10} + 270°, \qquad M_{11} = M_8 + 90° = M_{1-11} + 60° + 270°,$$

$$M_{12} = M_9 + 90° = M_{1-12} + 120° + 270°,$$

M_{1-i} 表示第 i 颗星的观测时刻 t_i 时，第一颗星的平近点角 $(i = 1, 2, \cdots)$.

假定限制条件为卫星星下点太阳角大于 30°，卫星须位于太阳光照区，且距下一次进入地影时刻要大于卫星周期的 1/3. 初步确定每月发射一颗卫星，计算发射时刻，设卫星入轨需要 10 min，然后检验星下点太阳高度角及地影条件是否满足，若满足，则得到发射时刻，若不满足，则检验下一个发射时刻，直到满足所有限制条件为止. 然后，计算轨道转移所需的速度增量，两次点火的时刻，以及各次轨道转移机会对应的时刻和等待时间.

以下为星座的发射规划，其中最后观测时间指的是从该时刻后，卫星的轨道可以由轨道理论完全确定，最后观测时间和该时刻的平近点角都是任意假设的值. 对于第 1 颗卫星来说，不必考虑相位问题较为简单，所以将它单独列出.

初步确定发射第 1 颗卫星的时间： 1999-01-01-000000, 实际发射时间： 1999-01-01-001539,

最后观测时间： 1999-01-02-001539, 平近点角： 1.047198 rad. 星座发射时间安排见表 1.

表 1　星座发射时间安排

卫星编号	2	4	6	8	10	12
初定发射时间	02-01-000000	04-01-000000	06-01-000000	08-01-000000	10-01-000000	12-01-000000
实际发射时间	02-01-061723	04-01-182447	06-02-062020	08-04-181157	10-06-060334	12-07-175908
最后观测时间	02-02-061723	04-02-182447	06-03-062020	08-05-181157	10-07-060334	12-08-175908
平近点角 (rad)	1.047198	1.047198	1.047198	1.047198	1.047198	1.047198
第一次点火速度增量 (m/s)	61.022724	61.022724	61.022724	61.022724	61.022724	61.022724
第二次点火速度增量 (m/s)	60.529979	60.529979	60.529979	60.529979	60.529979	60.529979
总速度增量 (m/s)	121.552704	121.552704	121.552704	121.552704	121.552704	121.552704
轨道转移机会序列数	1	1	1	1	1	1
第一次点火时刻	02-03-124221	04-02-193102	06-03-230922	08-06-045607	10-08-141905	12-09-021909
第二次点火时刻	02-03-133154	04-02-202034	06-03-235854	08-06-054540	10-08-150838	12-09-030841
等待时间 (s)	109498.9077	3975.263585	60542.04755	38650.89892	116131.8252	30001.34604
轨道转移总时间 (s)	112471.4353	6947.791205	63514.57518	41623.42654	119104.3528	32973.87366
轨道转移机会序列数	2	2	2	2	2	2
第一次点火时刻	02-04-223841	04-04-052722	06-05-090542	08-07-145227	10-10-001525	12-10-121529
第二次点火时刻	02-04-232814	04-04-061654	06-05-095514	08-07-154200	10-10-010458	12-10-130501
等待时间 (s)	231678.9469	126155.3028	182722.0868	160830.9381	238311.8644	152181.3851
轨道转移总时间 (s)	234651.4745	129127.8304	185694.6144	163803.4658	241284.3921	155153.9129
轨道转移机会序列数	3	3	3	3	3	3
第一次点火时刻	02-06-083501	04-05-152342	06-06-190202	08-09-004847	10-11-101145	12-11-221149
第二次点火时刻	02-06-092434	04-05-161314	06-06-195134	08-09-013820	10-11-110118	12-11-230121
等待时间 (s)	353858.9861	248335.342	304902.126	283010.9774	360491.9037	274361.4245
轨道转移总时间 (s)	356831.5137	251307.8696	307874.6536	285983.505	363464.4313	277333.9521
轨道转移机会序列数	4	4	4	4	4	4
第一次点火时刻	02-07-183122	04-07-012002	06-08-045822	08-10-104508	10-12-200805	12-13-080809
第二次点火时刻	02-07-192054	04-07-020934	06-08-054754	08-10-113440	10-12-205738	12-13-085741
等待时间 (s)	476039.025	370515.3812	427082.1652	405191.0166	482671.9429	396541.4637
轨道转移总时间 (s)	479011.5529	373487.9089	430054.6928	408163.5442	485644.4705	399513.9913
轨道转移机会序列数	5	5	5	5	5	5
第一次点火时刻	02-09-042742	04-08-111622	06-09-145442	08-11-204128	10-14-060425	12-14-180429
第二次点火时刻	02-09-051714	04-08-120554	06-09-154414	08-11-213100	10-14-065358	12-14-185402
等待时间 (s)	598219.0645	492695.4205	549262.2044	527371.0558	604851.9821	518721.5029
轨道转移总时间 (s)	601191.5922	495667.9481	552234.7321	530343.5834	607824.5097	521694.0305

8　结束语

本文在考虑了卫星发射点几何限制；卫星星下点太阳高度角限制和卫星地影时间限制，以及轨道转移；相位保持和发射期间最佳覆盖性能的卫星排序问题等因素，对轨道高

度为 800 km, 倾角为 45°, 具有 12 颗星, 参考码为 12/3/2 的 Wallker 星座, 按每月发射 1 颗卫星, 一年完成 12 颗星的发射任务条件下进行了发射窗口数值仿真. 仿真结果发现: 从 1999 年 1 月 1 日发射第一颗星到 1999 年 12 月 14 日 18.54.02 时 12 颗星全部组网成功.

在实际制定星座发射规划时, 还应考虑星座的不同任务和星上设备的不同要求. 所以要全面地制定卫星星座的发射规划, 还必须做进一步深入地研究.

参 考 文 献

[1] 杨嘉墀. 航天器轨道动力学与控制 (上). 北京: 宇航出版社, 1995 年
[2] 肖业伦. 航天器飞行动力学原理. 北京: 宇航出版社, 1995 年
[3] James R. Wertz 等. 王长龙等译. 航天任务的分析与设计 (上). 北京: 航空工业出版社, 1992 年
[4] Walker. Continuous Whole-Earth Coverage by Circular-Orbit Satellite Patterns. Royal Aircraft Establishment Technical Report No.77044, 1977
[5] Gordon L K. The Computation of Satellite Constellation Range Characteristics. AIAA-94-3704-CP

RESEARCH OF LAUNCHING WINDOW OF SATELLITE CONSTELLATION

XU Min CHENG Fengzhou CHEN Shilu
(*College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an* 710072)

Abstract

Launching plan of satellite constellation is a problem to decide proper time that launch satellites on the ground into demanded orbit place. Under request satisfied phase among satellites and launching a satellite restricted conditions, launching window is discussed for the Wallker-12 satellite constellation at 800 km highness and an inclined orbit at 45°. The results may be of reference value to research launching satellite constellation.

Key words Satellite constellation, Launching plan, Launching window