

星链Ⅲ期回归共地面轨迹星座构型与覆盖分析

王迪, 骆盛*, 王勇, 王磊

(国防科技大学 电子对抗学院, 安徽合肥 230037)

摘要:基于轨道同步进动特性分析了星链卫星系统 I 期、II 期星座演化趋势,揭示了多 Walker- δ 子星座构型存在的问题,研究了星链Ⅲ期拟采用的回归共地面轨迹星座构型的实现机理,并对其覆盖特性进行了仿真分析。结果表明:不同倾角的回归共地面轨迹卫星链可以在轨道高度差异很小的情况下实现同步进动,相对于多 Walker- δ 子星座的构型具有构型更稳定、覆盖性能更优的明显优势,特别适合巨型低轨互联网卫星系统。该研究可为加速推进我国同类卫星系统建设提供借鉴。

关键词:星座构型;轨道同步进动;回归轨道;共地面轨迹;卫星链

中图分类号:V412.4+1;V411.8 **文献标志码:**A

文章编号:1001-2486(2024)05-150-09

论文
拓展

Constellation configuration and coverage analyses for recursive orbit and common track of Starlink phase III

WANG Di, LUO Sheng*, WANG Yong, WANG Lei

(College of Electronic Engineering, National University of Defense Technology, Hefei 230037, China)

Abstract: Based on the synchronous orbit precession characteristics, the constellation evolution of Starlink phase I and phase II was analyzed, the problems of multiple Walker- δ sub-constellation configuration were revealed, the mechanism of the recursive orbit and common track constellation configuration of Starlink phase III was studied, and the coverage characteristics was simulated and analyzed. Results show that; the recursive orbit and common track satellite chains with different inclination can achieve synchronous precession with small differences in orbital altitude, and have continuous and compact ground coverage bands, which has the obvious advantages of more stable configuration and better coverage performance compared to the multiple Walker- δ sub-constellation configuration, especially suitable for giant LEO internet satellite systems. This study can provide a reference for accelerating the construction of similar satellite systems in China.

Keywords: constellation configuration; synchronous orbit precession; recursive orbit; common track; satellite chain

星链卫星系统是美国 SpaceX 公司当前全力发展的一种全球范围的低轨互联网卫星系统,具有大规模、高宽带、低时延和强生存等技术先进性,其抢占低地球轨道、争夺电磁频谱资源、谋求空间绝对优势的意图明显,具有强大的发展潜力。星链在未来将对美国及其盟友构建天地一体化军事通信网、侦察测绘导航多用途传感器网和无人作战力量物联网等具有极强的军用价值。

星链计划一经启动便迅速成为学术界研究的热点领域。国外研究人员主要通过建立星链卫星系统预期星座模型对其星座构型特性、路由特点

和信息传输性能进行分析和研究^[1-4],国内主要利用星链系统入轨卫星信息,分析当前卫星系统的覆盖性能,监测其运行状态,通过官方发布的文件洞悉其发展趋势^[5-7]。现阶段,星链技术迭代更新比较快,短期的有较为频繁的技术调整,中长期的有技术代际升级。对于星链最关键的Ⅲ期发展规划,其星座构型的重大调整改进十分值得研究,目前尚无针对该星座构型的详细分析。

本文基于轨道同步进动法分析星链 I 期、II 期的演化趋势及其在长期运行中存在的问题,研究了Ⅲ期回归共地面轨迹星座构型的原理及特

收稿日期:2022-05-23

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61671454);国家部委基金资助项目(2021-JCJQ-JJ-1211)

第一作者:王迪(1980—),男,辽宁沈阳人,副教授,硕士,E-mail:adi0728@163.com

*通信作者:骆盛(1979—),男,安徽合肥人,副教授,硕士,E-mail:l14961712@qq.com

引用格式:王迪,骆盛,王勇,等.星链Ⅲ期回归共地面轨迹星座构型与覆盖分析[J].国防科技大学学报,2024,46(5):150-158.

Citation: WANG D, LUO S, WANG Y, et al. Constellation configuration and coverage analyses for recursive orbit and common track of Starlink phase III [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(5): 150-158.

性,并分析了多卫星链部署策略和覆盖性能。

1 星座构型总体特点

星链构建计划分三期完成^[8]: I 期由 1 584 颗卫星构成,采用传统的 Walker- δ 构型,初步实现了全球覆盖; II 期发射 2 825 颗卫星,调整了参数,但仍采用 Walker- δ 构型,完成了全球组网; III 期发射 7 518 颗卫星,将采用全新的星座构型,优化系统性能,提供信号增强和更有针对性的服务。

星链最为关键的 III 期计划采用的是回归共地面轨迹的星座构型,是早期共地面轨迹轨道类型的一种全新应用。在 20 世纪 90 年代,共地面轨迹轨道研究的目的是用 4 ~ 5 颗中轨道 (medium earth orbit, MEO) 卫星配合静止轨道 (geostationary orbit, GEO) 卫星实现较好的区域覆盖性能^[9-10],但是由于其单星覆盖范围不如 GEO 卫星、多重覆盖率较低、对较大区域的时间覆盖率不如倾斜对地同步轨道 (inclined geosynchronous orbit, IGSO) 卫星^[11] 以及地面接收终端跟踪、切换卫星要求较高等原因,这种技术在实际中少有应用。近年来 SpaceX 计划用一种前所未有的方式为这种星座构型赋予新的意义,其总体特点是:在超低轨道 (very low earth orbit, VLEO) 上,用大量小卫星以一定相位间隔布满同一个地面轨迹,使得在该地面轨迹上的星下点连续不断,若共地面轨迹的卫星轨道是回归轨道,那么将呈现类似“贪吃蛇”游戏中蛇的最终形态,即“头咬尾”,因此该回归共地面轨迹的星座也被 SpaceX 称为“snake of satellites”^[12],如图 1 所示。

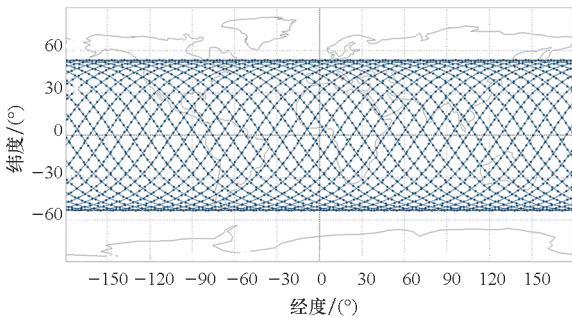


图 1 回归共地面轨迹卫星链等距圆柱投影

Fig. 1 Equidistant cylindrical projection of recursive orbit and common track satellite chain

2 I 期、II 期星座演化分析

卫星入轨偏差和地球非球形摄动是导致卫星轨道长期演化的重要因素。

星链卫星以 1 箭 60 星的方式由“猎鹰 9 号” (Falcon 9) 可回收式中型运载火箭发射,作为上面级的二级运载火箭到达预定轨道高度附近时,通过自旋抛洒的方式将整流罩内堆叠的卫星以不同的线速度直接送入各自的预定轨道^[13],如图 2 所示。随着上面级姿态控制技术的日趋成熟,可实现各颗卫星的分离速度、分离角度及分离间距在精确控制下直接入轨,可极大减小入轨偏差^[14],因此入轨偏差导致的轨道演化问题不作为本文讨论的重点。

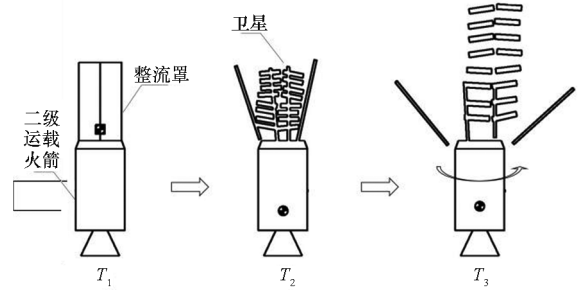


图 2 星链卫星发射系统上面级卫星部署方式

Fig. 2 Starlink satellite launch system upper stage satellite deployment mode

虽然星链卫星系统 I 期和 II 期对轨道参数做了多次修改^[15-17],卫星最终入轨参数与设计参数有所差异,但是星座的基本构型仍然是 Walker- δ 类型,其设计轨道参数如表 1 所示。Walker- δ 星座构型的基本特点^[18]是采用高度相同、倾角相同的圆轨道,多个轨道平面的升交点赤经沿赤道均匀分布,卫星在轨道平面内均匀分布,相邻轨道面的卫星有固定的相位差,即纬度幅角差。

表 1 星链卫星系统 I 期、II 期星座设计轨道参数

Tab. 1 Design orbital parameters of the constellation of Starlink phase I and phase II

星座参数	I 期		II 期		
轨道面/个	22	32	8	5	6
每轨道面卫星数/颗	72	50	50	75	75
轨道高度/km	550	550	1 130	1 275	1 325
轨道倾角/(°)	53	53.8	74	81	70
每轨道高度卫星数/颗	1 584	1 600	400	375	450
卫星总数/颗	1 584		2 825		

对于单个 Walker- δ 星座,地球非球形摄动不会引起卫星之间的相位差和升交点赤经差的长期变化^[19],也就是说地球非球形的长期摄动不会引

起 Walker-δ 星座结构的空 间几何变化。但是从表 1 可见,星链系统的 I 期和 II 期共由 5 个 Walker-δ 子星座构成,每个子星座有不同的轨道倾角和长半轴,现对子星座在地球非球形摄动作用下的演化趋势做以下分析。

2.1 子星座地球非球形摄动分析

在地球非球形摄动下,卫星轨道产生进动,升交点赤经以一定角速度沿天球赤道漂移。由于短周期项不随时间积累,仍在原量级附近周期摆动,主要考虑随时间积累的一阶长期项。当仅考虑一阶长期摄动时^[20],升交点赤经的漂移率或者轨道面进动的平均角速度为:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3J_2 a_e^2}{2p^2} n \cos i \quad (1)$$

式中: J_2 为带谐系数,是人造地球卫星的主要摄动项; a_e 为地球椭圆长半轴; i 为轨道倾角; $p = a(1 - e^2)$ 为半通径,其中 e 为轨道偏心率, a 为轨道长半轴,对于圆轨道来说可近似为 $a_e + h$, h 为轨道高度; $n = \sqrt{\mu/a^3}$ 为卫星的平均角速度, μ 为地球引力常数。

由式(1)可知,升交点赤经的漂移率主要与卫星的轨道长半轴和倾角有关,假设 5 个倾角的子星座轨道最初有相同的升交点赤经,1 年时间升交点赤经的变化如图 3 所示。可见,每个子星座轨道各自的升交点赤经呈不同程度周期性变化的同时,子星座之间的相对位置关系也随之发生变化,这使得星座的整体构型一直处于无规律的变化之中,无法保持子星座间的覆盖耦合,导致覆盖性能不稳定。此外,子星座间卫星相对无规律变化给星间网络路由管理带来麻烦,增大了系统开销和延时,同时也给管理方和用户带来诸多管

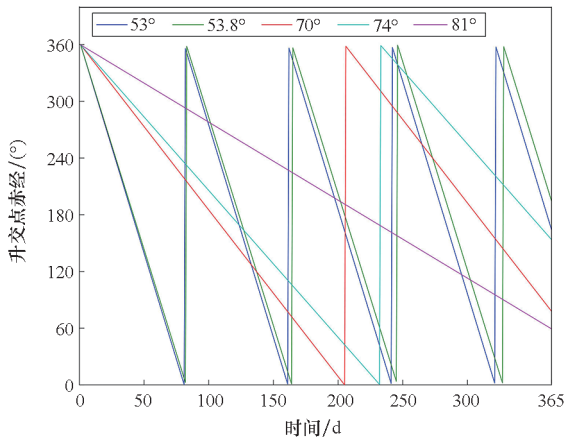


图 3 5 个倾角的轨道升交点赤经 1 年内的变化

Fig. 3 Variation of right ascension of ascending node over 1 year for 5 orbits with different inclination

控和应用方面的问题。

2.2 子星座轨道间同步进动分析

为保持子星座间相对位置关系的良好耦合,进而保持星座整体的构型稳定和覆盖稳定,需要不同子星座内的轨道保持相同的升交点赤经漂移,称之为轨道的同步进动。

假设 A、B 轨道属于不同 Walker-δ 星座,其轨道倾角和长半轴均不相同,当两轨道同步进动时,根据式(1)有:

$$\dot{\Omega} = -\frac{3J_2 a_e^2}{2p_A^2} n_A \cos i_A = -\frac{3J_2 a_e^2}{2p_B^2} n_B \cos i_B \quad (2)$$

当两个轨道均为圆轨道时,可得轨道长半轴与轨道倾角的关系:

$$\frac{a_A}{a_B} = \left(\frac{\cos i_A}{\cos i_B} \right)^{\frac{2}{7}} \quad (3)$$

例如,若以 $i_A = 81^\circ, h_A = 1\ 275\ \text{km}$ 的子星座轨道为参考轨道,其他倾角的子星座若想要与其保持同步进动,就必须调整轨道高度,如图 4 所示。由此可见,若要保持不同倾角的子星座同步进动,轨道高度将会因倾角不同而相差极大,即便倾角只相差几度,其对应的轨道高度也将相差几百千米。

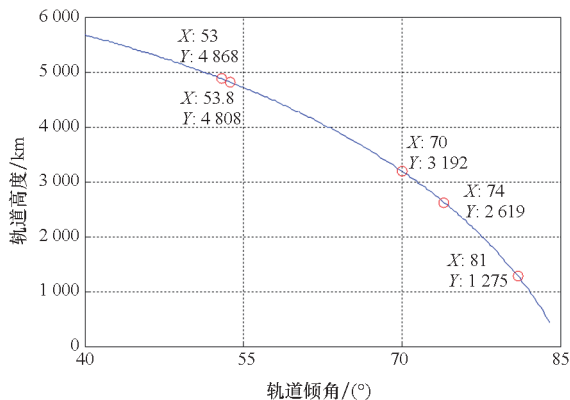


图 4 同步进动时轨道倾角对应的轨道高度

Fig. 4 Orbit altitude of different inclination under synchronous orbit precession

依据 Harris-Priester 大气结构^[21] 粗略衡量,1 000 km 与 2 000 km 的大气密度和大气压力的最大值与最小值有 2 个数量级的差别,这意味着需要在多个飞行条件完全不同的高度部署这几个子星座的卫星,无疑会给卫星设计、批量生产、发射和入轨带来更多麻烦。在向管理机构申请部署多个轨道高度的卫星星座时,也将面临更为繁杂的业务流程。

不仅如此,除 81° 倾角的参考子星座外,其他 4 个倾角的子星座的卫星均需穿行于范艾伦辐射

带的内带范围(40°S/N ~ 50°S/N,高度 1 500 ~ 5 000 km),其间的高能粒子对卫星的电子器件将产生严重影响。

此外,由于地球自转,Walker-δ 星座的同轨道面内的卫星有不同的星下点轨迹,这不利于对地面形成持续的覆盖。

由上述分析可知,星链 I 期、II 期的多 Walker-δ 子星座主要存在以下三个问题:

- 1) 升交点赤经漂移将导致倾角不同的子星座进动不同步;
- 2) 若子星座要保持同步进动则将导致轨道高度相差过大;
- 3) 同轨道面的卫星有各自不同的星下点轨迹。

3 Ⅲ期星座构型解析

为解决上述 I 期和 II 期星座存在的问题,SpaceX 计划用 3 个回归共地面轨迹子星座构建星座构型更稳定、覆盖率更高、鲁棒性更好的卫星网络,其星座构型^[22]如表 2 所示。由于Ⅲ期采用的回归地面共轨迹星座构型与 Walker-δ 星座构型迥异,可见表中不存在轨道面的相关配置。为区别于整个卫星系统“星链”的名称,这里将单个回归共地面轨迹子星座的名称定义为“卫星链”。

表 2 星链卫星系统Ⅲ期星座构型

Tab.2 Constellation configuration of Starlink phase III

卫星链参数	第 1 卫星链	第 2 卫星链	第 3 卫星链
轨道高度/km	345.6	340.8	335.9
轨道倾角/(°)	53	48	42
每轨道高度的卫星数/颗	2 547	2 478	2 493
卫星总数/颗	7 518		
回归系数	Q=31/2		

3.1 子星座轨道间同步进动分析

星链Ⅲ期星座构型的第一个显著特点是:所有卫星均采用了回归轨道。

对于回归轨道,有:

$$N \cdot \Delta\lambda = D \cdot 2\pi \quad (4)$$

式中, D 为回归天数, N 为绕地球圈数, $\Delta\lambda$ 为卫星连续两次升轨(或降轨)经过赤道时星下点轨迹与赤道交点的经度差,即

$$\Delta\lambda = \frac{2\pi}{Q} \quad (5)$$

式中, $Q = N/D$ 为回归系数。

在考虑地球非球形摄动时, $\Delta\lambda$ 为地球自转和升交点赤经进动共同作用的结果。地球自转使卫星轨道平面相对地球有 ω_e 的角速度,而地球非球形摄动使卫星轨道平面有角速度为 $\dot{\Omega}$ 的进动。因此 $\Delta\lambda$ 可表达为:

$$\Delta\lambda = T_\Omega (\omega_e - \dot{\Omega}) \quad (6)$$

式中, T_Ω 为轨道交点周期或沿迹周期,即卫星连续两次通过赤道面的时间间隔,可表示^[23]为:

$$T_\Omega = \frac{2\pi}{\dot{M} + \dot{\omega}} \quad (7)$$

将式(7)代入式(6),可得相邻的星下点轨迹与赤道交点的经度差为:

$$\Delta\lambda = \frac{2\pi(\omega_e - \dot{\Omega})}{\dot{M} + \dot{\omega}} \quad (8)$$

式中, \dot{M} 和 $\dot{\omega}$ 分别为平近点角和近升角距的地球非球形摄动的 J_2 项^[20]。

$$\begin{cases} \dot{M} = n + \frac{3J_2 a_e^2}{2p^2} n \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i\right) \sqrt{1 - e^2} \\ \dot{\omega} = \frac{3J_2 a_e^2}{2p^2} n \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i\right) \end{cases} \quad (9)$$

将式(8)代入式(5),可得:

$$\dot{\Omega} = \omega_e - \frac{\dot{M} + \dot{\omega}}{Q} \quad (10)$$

由 2.2 节分析可知,若要保持 A、B 两个轨道同步进动,应有 $\dot{\Omega}_A = \dot{\Omega}_B$,即

$$\dot{\Omega}_0 = \omega_e - \frac{\dot{M}_A + \dot{\omega}_A}{Q_A} = \omega_e - \frac{\dot{M}_B + \dot{\omega}_B}{Q_B} \quad (11)$$

式中, $\dot{\Omega}_0$ 为共同的升交点赤经进动率。将式(1)和式(9)代入式(11),可以得到与 A 轨道保持同步进动的其他轨道的倾角 i 和高度 h 的对应关系式,即:

$$f(i, h) = \dot{\Omega}(i, h) + \frac{\dot{M}(i, h) + \dot{\omega}(i, h)}{Q} - \omega_e \quad (12)$$

根据表 2,以 $i = 53^\circ$ 、 $h = 345.6 \text{ km}$ 、 $Q = 31/2$ 的轨道为参考轨道,对分别采用非回归轨道和回归轨道实现同步进动的轨道高度进行计算和比较,如图 5 所示。

可见,若要实现与倾角为 53° 的轨道保持同步进动:

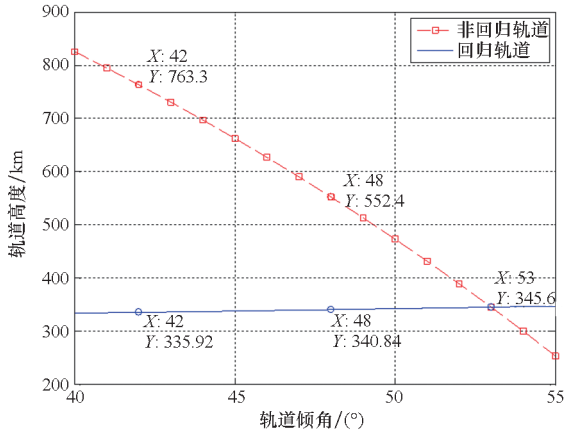


图 5 回归轨道与非回归轨道实现同步进动时的轨道倾角和轨道高度对比

Fig. 5 Comparison of orbit inclination and altitude when recursive orbit and non-recursive orbit achieve synchronous orbit precession

1) 对于普通非回归轨道,不同倾角的轨道高度有多达几百千米的差异,这将导致一系列问题(参见 2.2 节)。

2) 对于回归轨道,在回归周期相同时,不同倾角的轨道高度差异可以控制在几十千米甚至更小的范围内。基于精密轨道确定的碰撞目标的初选准则^[24],可将 3 个圆轨道的高度差设定为 5 km,则可根据 53° 倾角的参考轨道选定其他 2 个轨道倾角为 48° 和 42°,有利于充分保证对纬度在 30° ~ 53° 之间世界人口稠密地带的覆盖率。同时,由于 3 个倾角的卫星所处的轨道高度近似,有着几乎相同的大气结构,可以采用同样的卫星。因此对于卫星的设计、批量生产、轨道申请和部署等都有明显的优势。

星链 III 期选用回归轨道同时解决了 I 期、II 期星座存在的升交点赤经漂移和轨道高度差异大的两个主要问题。解决升交点赤经漂移也就避免了星座系统为保持星座构型而采取经常性的轨道修正,更节约卫星燃料,从而延长了卫星使用寿命,降低了卫星增补率,综合成本更低。

3.2 共地面轨迹星座的构型特性

星链 III 期星座构型的第二个显著特点是采用了共地面轨迹卫星部署方式。

每个子星座中的所有卫星都有各自的轨道面,为非共轨道面卫星。利用地球自转特性,根据需要设计轨道面间的升交点赤经差及不同轨道面内卫星间的相位差,使不同轨道面内的卫星都沿相同的地面轨迹运行。从对地覆盖的角度来说,共地面轨迹星座对指定区域的覆盖更

加连续和紧凑,其卫星轨道参数的特点为:除了过近地点时间 t_p 外,其他参数 a, i, e, ω 均相同。在研究星下点坐标时,为方便计算,常用升交点相对于参考子午线的经度 λ_N 取代 Ω ,即卫星上行经过赤道时刻星下点的经度。基于上述条件,可以将共地面轨迹的卫星轨道参数约束条件归纳为 λ_N 相同。

文献[25 - 27]分析得到了共地面轨迹星座中相邻轨道面卫星应满足的条件:

$$\frac{\Delta\Omega}{\omega_e} = \frac{\Delta\omega}{\omega_s} \quad (13)$$

式中, $\Delta\Omega$ 为相邻轨道面的升交点赤经差, ω_e 为地球自转角速度, $\Delta\omega$ 为相邻轨道面中卫星间的相位差, ω_s 为卫星在轨的角速度。

当轨道类型为回归轨道时,有:

$$NT_s = DT_e \quad (14)$$

式中, T_s 为单圈周期, T_e 地球自转周期。式(14)可以写为:

$$N \frac{2\pi}{\omega_s} = D \frac{2\pi}{\omega_e} \quad (15)$$

即

$$\frac{\omega_e}{\omega_s} = \frac{D}{N} \quad (16)$$

将式(16)代入式(14),有:

$$\frac{\Delta\Omega}{\Delta\omega} = \frac{D}{N} \quad (17)$$

又知,回归轨道的回归系数 $Q = N/D$ 为恒定值,也就是说回归轨道的卫星以共地面轨迹部署时,卫星升交点赤经差 $\Delta\Omega$ 和卫星相位差 $\Delta\omega$ 一定满足这个线性关系,而且不仅限于相邻轨道的卫星,因此令 $\zeta = \frac{\Delta\Omega}{\Delta\omega}$,称之为共地面轨迹卫星的间隔比^[12]。

沿该地面轨迹以相位差 $\Delta\omega$ 部署卫星,所有卫星的星下点沿共同的地面轨迹形成一个环路,如图 1 所示,卫星链将覆盖范围内的地面划分为若干网格,通过这种方式解决了 2.2 节提出的第 3 个问题。图 6 为其空间构型,每颗卫星均运行在各自的轨道上,且轨道分布呈离散状。每颗卫星与相邻卫星位置关系确定且呈周期性变化,比 Walker-8 星座构型有更简单明确的星间动态路由特点,更易于网络规划和管理。

3.3 多卫星链部署策略

多卫星链的部署主要考虑回归圈数设计、各卫星链地面覆盖带之间的耦合关系,而后者又与卫星部署数量、单星覆盖角和卫星间覆盖区域重

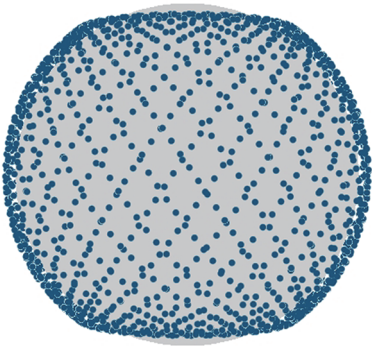


图 6 回归共地面轨迹卫星链空间构型

Fig. 6 Spatial configuration of recursive orbit and common track satellite chain

叠率等因素有关,应综合考虑。

设卫星天线波束天底角为 α ,地面终端与该天底角对应的最小观测角为 σ ,其几何关系如图 7 所示,可得:

$$(a_e + h) \sin \alpha = a_e \cos \sigma \quad (18)$$

$$\sigma = \arccos \left(\frac{a_e + h}{a_e} \sin \alpha \right) \quad (19)$$

又由 $\alpha = \frac{\pi}{2} - d - \sigma$ 可得在最小观测角 σ 限制下的卫星覆盖角 d 。

$$d = \arccos \left(\frac{a_e \cos \sigma}{a_e + h} \right) - \sigma \quad (20)$$

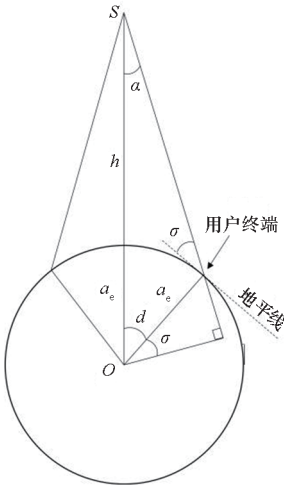


图 7 最小观测角时的卫星覆盖几何关系

Fig. 7 Satellite coverage geometry relations at minimum observation angle

因为卫星链中卫星的覆盖范围相互重叠,所以卫星链沿共同的地面轨迹形成连续的覆盖带,如图 8 所示。 s_i 为某时刻第 i 个卫星的星下点,星下点轨迹两侧角宽为 d_r 的区域为卫星链覆盖带。位于该覆盖带内的用户在任意时刻都至少能看见卫星链中的一颗卫星,而位于该覆盖带外的

用户在某些时段将看不到任何一颗卫星,如图中阴影部分所示。

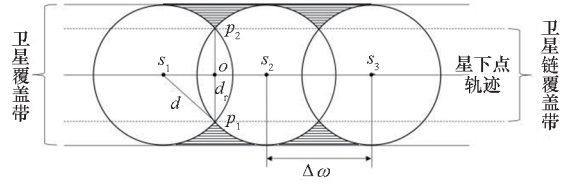


图 8 共地面轨迹卫星链覆盖带

Fig. 8 Common track satellite chain coverage zone

星下点在地面轨迹上等间隔分布,则相邻星下点之间的角距即为相位差,有:

$$\Delta \omega = \frac{2\pi \cdot N}{n_s} \quad (21)$$

式中, n_s 为卫星链中卫星的数量。又由式(17)可得相邻的卫星轨道升交点赤经差

$$\Delta \Omega = \frac{2\pi \cdot D}{n_s} \quad (22)$$

在球面直角三角形 $s_1 o p_1$ 中,有:

$$\cos d_r = \frac{\cos d}{\cos \frac{\Delta \omega}{2}} \quad (23)$$

可得覆盖带角宽

$$d_r = \arccos \frac{\cos d}{\cos \frac{\Delta \omega}{2}} \quad (24)$$

此处定义回归轨道的基本间距,即重复周期内任意相邻轨迹之间的距离,有:

$$\gamma = \frac{\Delta \lambda}{D} = \frac{2\pi}{N} \quad (25)$$

将 d_r 投影到赤道,即可得到某个卫星链覆盖带在赤道处所占基本间距的百分比,这里将其定义为基本间距占比(r_{ratio}),由该参数可分析 3 个卫星链的总体覆盖情况。

星链Ⅲ期卫星拟采用的天线波束天底角 $\alpha = 40.5^\circ$ ^[12],根据表 2 的 3 个卫星链的轨道高度和卫星部署数量,经计算可得卫星覆盖参数,如表 3 所示。

由表 3 中 r_{ratio} 参数可以看出,在回归周期为 2 d(31 圈)前提下,单个卫星链或者任意 2 个卫星链的组合,都不足以覆盖基本间距,即 $r_{ratio} < 100\%$,因此,至少需要 3 个卫星链来满足全经度覆盖,且卫星链升交点经度应在赤道上依次等间隔分布。若回归周期为 1 d(15 圈),则相邻两轨迹上的卫星天线波束不足以覆盖基本间距,将出现大量无覆盖区,且由于相邻两轨迹的卫星间距较大,也不利于星间激光链路的构建;若回归周期为 3 d(46 圈),则覆盖区出现大量重叠,需要部署

的卫星数量也将大大增加。因此,回归周期为 2 d(31 圈)的设置相对更为合理。

表 3 卫星链覆盖参数

Tab.3 Satellite chain coverage parameters

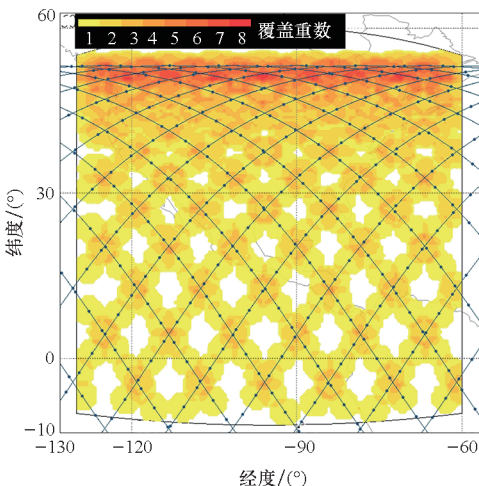
覆盖参数	第 1 卫星链	第 2 卫星链	第 3 卫星链
轨道倾角 $i/(\circ)$	53	48	42
轨道高度 h/km	345.6	340.8	335.9
卫星数 $n_s/\text{颗}$	2 547	2 478	2 493
最小观测角 $\sigma/(\circ)$	46.792 8	46.831 2	46.870 4
卫星覆盖角 $d/(\circ)$	2.707 2	2.668 8	2.629 6
相位差 $\Delta\omega/(\circ)$	4.3816 4	4.503 6	4.476 5
升交点赤经差 $\Delta\Omega/(\circ)$	0.282 7	0.290 6	0.288 8
覆盖带角宽 $d_r/(\circ)$	1.590 7	1.432 7	1.380 5
基本间距占比 $r_{\text{ratio}}/\%$	45.52	36.88	31.99

4 覆盖分析

依据表 2 中星链 III 期星座的轨道参数及 3.3 节分析得到的卫星链覆盖参数,分别对部署 1 条卫星链、2 条卫星链和 3 条卫星链的全球覆盖进行仿真分析。由于星座在 $53^\circ\text{S} \sim 53^\circ\text{N}$ 范围内以赤道为中心对称分布,且在同纬度上卫星分布基本相同,因此只对 $10^\circ\text{S} \sim 55^\circ\text{N}$ 、 $60^\circ\text{W} \sim 130^\circ\text{W}$ 范围的覆盖情况进行模拟,便可以反映整个星座的全球覆盖情况,如图 9~11 所示。

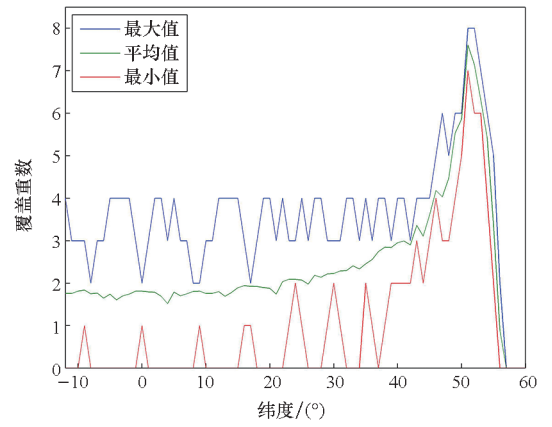
从覆盖分析结果上看:

1) 1 个卫星链部署时,虽然最大可实现 8 重覆盖,但赤道两侧 42° 纬度范围内覆盖重数较低,甚至还存在着较多无覆盖区域,如图 9 所示,这是单



(a) 53° 卫星链地面覆盖

(a) Coverage of 53° inclination satellite chain

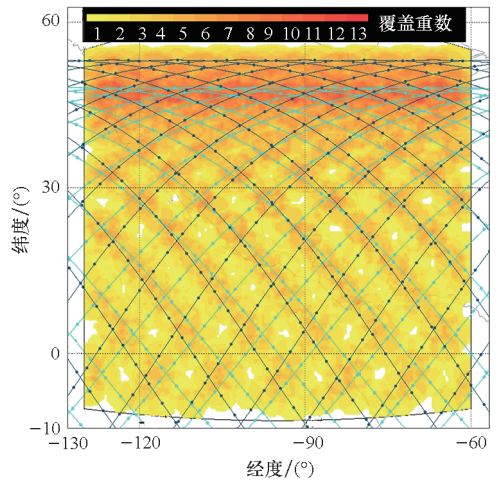


(b) 53° 卫星链卫星覆盖重数

(b) Satellite coverage number of 53° inclination satellite chain

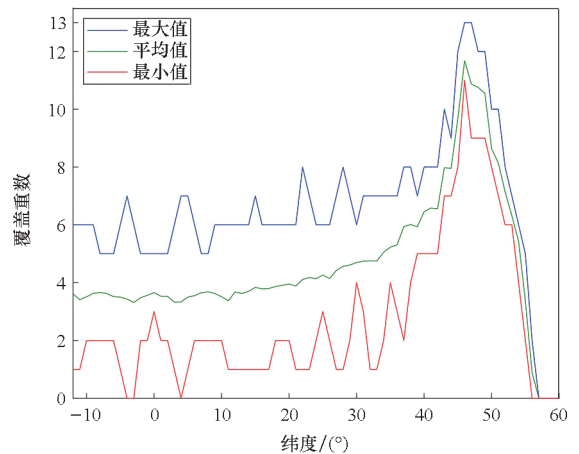
图 9 1 个卫星链覆盖性能

Fig.9 Single satellite chain coverage performance



(a) 53° & 48° 卫星链地面覆盖

(a) Coverage of 53° and 48° inclination satellite chains

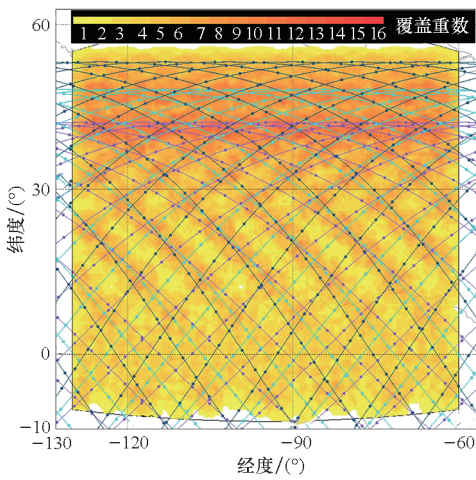


(b) 53° & 48° 卫星链卫星覆盖重数

(b) Satellite coverage Number of 53° and 48° inclination satellite chains

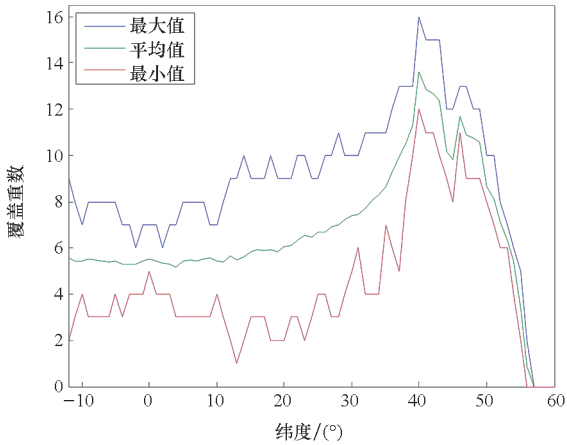
图 10 2 个卫星链覆盖性能

Fig.10 Two satellite chains coverage performance



(a) 53° & 48° & 42° 卫星链地面覆盖

(a) Coverage of 53°, 48° and 42° inclination satellite chains



(b) 53° & 48° & 42° 卫星链卫星覆盖重数

(b) Satellite coverage Number of 53°, 48° and 42° inclination satellite chains

图 11 3 个卫星链覆盖性能

Fig. 11 Three satellite chains coverage performance

个卫星链覆盖带宽度有限所导致的必然结果。此处以 53° 倾角的单个卫星链为例, 48° 和 42° 的卫星链除最大覆盖纬度不同, 卫星覆盖重数与此类似, 也存在较多无覆盖区域。

2) 2 个卫星链部署时, 大部分区域可实现多重覆盖, 最大可实现 13 重覆盖, 覆盖性能较单卫星链覆盖时大有改善, 但仍存在零星无覆盖区域, 如图 10 所示。

3) 3 个卫星链部署时, 能够对赤道两侧 53° 纬度范围实现全面覆盖, 并对纬度 30° ~ 53° 世界人口稠密区域提供 6 重以上的覆盖, 如图 11 所示。

5 结论

基于对星链卫星系统 I 期、II 期多 Walker- δ 构型的子星座特点和演化趋势的研究, 分析了子

星座间由于升交点赤经漂移率不同导致相互位置关系呈不稳定变化的情况, 进而导致一系列管控和应用上的负面问题。因此提出轨道同步进动的概念, 通过同步进动分析, 发现为保持子星座同步进动需要调整相应的轨道高度, 但调整后的轨道高度差异过大, 带来诸多新问题。因此, 星链Ⅲ期计划采用回归轨道类型、共地面轨迹技术构建卫星链, 再由多个不同轨道倾角的卫星链构成星座整体, 分析表明: 不同倾角的回归轨道在高度差较小的情况下即可实现同步进动; 而共地面轨迹的部署方式则令地面覆盖更加连续和紧凑。此外还分析了星链多卫星链部署的基本轨道参数, 并进行了覆盖仿真, 发现其在人口分布密集区域能够提供多重连续覆盖, 覆盖性能优异。理论研究和仿真结果表明: 回归共地面轨迹构型比多 Walker- δ 构型更稳定、覆盖性能更优, 特别适合巨型低轨移动卫星星座系统使用。

目前, 空间频谱和轨道资源是在国际电联规则框架下进行申报、协调和使用^[28], 而各国低轨巨型星座部署几乎是“先到先得”的现状无疑加剧了频谱和轨道资源的竞争程度, 卫星网络在民用尤其是军事领域的作用越发凸显。因此必须加快对国外卫星网络应用机理的研究, 为推进我国同类卫星网络系统的高效建设提供借鉴。

参考文献 (References)

- [1] DEL PORTILLO I, CAMERON B G, CRAWLEY E F. A technical comparison of three low earth orbit satellite constellation systems to provide global broadband [J]. Acta Astronautica, 2019, 159: 123 - 135.
- [2] HANDLEY M. Delay is not an option: low latency routing in space [C] // Proceedings of the 17th ACM Workshop on Hot Topics in Networks, 2018: 85 - 91.
- [3] BHATTACHERJEE D, SINGLA A. Network topology design at 27,000 km/hour [C] // Proceedings of the 15th International Conference on Emerging Networking Experiments and Technologies, 2019: 341 - 354.
- [4] KASSING S, BHATTACHERJEE D, ÁGUAS A B, et al. Exploring the “Internet from space” with hypatia [C] // Proceedings of the ACM Internet Measurement Conference, 2020: 214 - 229.
- [5] 刘帅军, 徐帆江, 刘立祥, 等. Starlink 星座覆盖与时延分析 [J]. 卫星与网络, 2020(7): 50 - 52.
LIU S J, XU F J, LIU L X, et al. Starlink constellation coverage and latency analysis [J]. Satellite & Network, 2020(7): 50 - 52. (in Chinese)
- [6] 骆盛, 王迪, 赵静. 热点地区星链覆盖性能仿真分析 [J]. 航天电子对抗, 2020, 36(3): 36 - 40.
LUO S, WANG D, ZHAO J. Simulation analysis of starlink coverage performance in a hotspot area [J]. Aerospace Electronic Warfare, 2020, 36(3): 36 - 40. (in Chinese)
- [7] 刘帅军, 徐帆江, 刘立祥, 等. Starlink 星座系统测试及链

- 路层协议探讨[J]. 卫星与网络, 2020(10): 48-53.
- LIU S J, XU F J, LIU L X, et al. Starlink constellation system testing and link layer protocol discussion[J]. *Satellite & Network*, 2020(10): 48-53. (in Chinese)
- [8] 王琦, 陆峰. 从专利看“星链”卫星星座构型及星箭分离方案[J]. 国际太空, 2021(3): 25-28.
- WANG Q, LU F. Starlink constellation configuration and star-rocket separation scheme from patent[J]. *Space International*, 2021(3): 25-28. (in Chinese)
- [9] 吴久银, 甘仲民, 朱德生. 共地面轨迹移动卫星通信星座设计[J]. 电子学报, 1999, 27(6): 88-91.
- WU J Y, GAN Z M, ZHU D S. Design of the mobile satellite communications constellations with common ground track[J]. *Acta Electronica Sinica*, 1999, 27(6): 88-91. (in Chinese)
- [10] 吴久银, 李广侠, 甘仲民. 移动卫星通信星座工程设计[J]. 解放军理工大学学报(自然科学版), 2002, 3(1): 31-35.
- WU J Y, LI G X, GAN Z M. Engineering design of mobile satellite communications constellation [J]. *Journal of PLA University of Science and Technology (Natural Science)*, 2002, 3(1): 31-35. (in Chinese)
- [11] 谢军, 常进. 北斗二号卫星系统创新成果及展望[J]. 航天器工程, 2017, 26(3): 1-8.
- XIE J, CHANG J. Summary and prospect of Beidou II satellite's innovative achievements [J]. *Spacecraft Engineering*, 2017, 26(3): 1-8. (in Chinese)
- [12] HERMAN J F C, MANCE S, FORQUERA P A, et al. Satellite constellations; US11479372[P]. 2022-10-25.
- [13] ADMANI M F, BUYSSCHAERT P, ROBERTS A D, et al. Pre-deployment battery power conservation for spacecraft; US11254451[P]. 2022-02-22.
- [14] 田嘉懿, 张士峰, 刘龙斌. 多星发射上面级主动抗扰姿态控制技术[J]. 自动化学报, 2018, 44(2): 228-239.
- TIAN J Y, ZHANG S F, LIU L B. Study on active disturbance reject attitude control technology of multi-satellite upper stage[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2018, 44(2): 228-239. (in Chinese)
- [15] Federal Communications Commission. Attachment sched S tech report; SAT-LOA-20161115-00118[R/OL]. [2022-04-25]. <https://fcc.report/IBFS/SAT-LOA-20161115-00118/1158525>.
- [16] Federal Communications Commission. Attachment sched S tech report; SAT-LOA-20170726-00110[R/OL]. [2022-04-25]. <https://fcc.report/IBFS/SAT-LOA-20170726-00110/1380782>.
- [17] Federal Communications Commission. Attachment sched S tech report; SAT-MOD-20181108-00083[R/OL]. [2022-04-25]. <https://fcc.report/IBFS/SAT-MOD-20181108-00083/1569902>.
- [18] WALKER J G. Circular orbit patterns providing continuous whole earth coverage: TR70211[R]. [S. l.]: Royal Aircraft Establishment, 1970.
- [19] 胡松杰, 陈力, 刘林. 卫星星座的结构演化[J]. 天文学报, 2003, 44(1): 46-54.
- HU S J, CHEN L, LIU L. The structure evolution of satellite constellation[J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2003, 44(1): 46-54. (in Chinese)
- [20] 赵文策, 张平, 高家智, 等. 人造地球卫星轨道理论及应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 2021.
- ZHAO W C, ZHANG P, GAO J Z, et al. Orbit theory and application of satellite[M]. Beijing: China Machine Press, 2021. (in Chinese)
- [21] HARRIS I, PRIESTER W. Time-dependent structure of the upper atmosphere[J]. *Journal of the Atmospheric Sciences*, 1962, 19(4): 286-301.
- [22] Federal Communications Commission. Attachment sched S tech report; SAT-LOA-20170301-00027[R/OL]. [2022-04-26]. <https://fcc.report/IBFS/SAT-LOA-20170301-00027/1200245>.
- [23] VTIPIIL S D, NEWMAN B. Determining an earth observation repeat-ground-track orbit for an optimization methodology[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2012, 49(1): 157-164.
- [24] 秋宏兴, 祝转民, 吴连大. 航天器碰撞分析方法研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(3): 257-261.
- QIU H X, ZHU Z M, WU L D. A study of collision analysis method for spacecraft [J]. *Journal of Astronautics*, 2005, 26(3): 257-261. (in Chinese)
- [25] 吴廷勇, 吴诗其. 区域覆盖共地面轨迹星座的优化设计[J]. 电子与信息学报, 2006, 28(8): 1360-1363.
- WU T Y, WU S Q. The design of optimized common-track constellation for regional coverage[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2006, 28(8): 1360-1363. (in Chinese)
- [26] 吴廷勇, 朱立东, 吴诗其. 区域覆盖卫星系统的共地面轨迹星座实现[J]. 通信学报, 2006, 27(8): 25-30.
- WU T Y, ZHU L D, WU S Q. Design of regional coverage satellite system with common-track constellation[J]. *Journal on Communications*, 2006, 27(8): 25-30. (in Chinese)
- [27] WU T Y, WU S Q, ZHU L D. Design of common track satellite constellations for optimal regional coverage [C]// *Proceedings of the 6th International Conference on ITS Telecommunications*, 2006: 1252-1255.
- [28] 熊楚杨. 外层空间法对巨型星座部署的影响及对策研究[J]. 北京航空航天大学学报(社会科学版), 2020, 33(3): 101-105.
- XIONG C Y. Impact of space law on the deployment of mega-constellations and countermeasures [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics (Social Sciences Edition)*, 2020, 33(3): 101-105. (in Chinese)