

北斗工程 IGSO/MEO/GEO 发射轨道设计

周天帅, 周桃, 张亦朴, 张博俊

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 随着我国航天事业的蓬勃发展, 运载火箭发射要求也呈现多样化。北斗卫星导航系统是我国自行研制的全球卫星导航系统, 经历三步跨越式发展, 目前已经全面建成。CZ-3A 系列火箭承担了北斗工程全部发射任务, 该工程对火箭倾斜同步转移轨道 (IGTO)、中圆转移轨道 (MTO)、地球同步转移轨道 (GTO) 新类型轨道要求。介绍了该类轨道特点, 讨论了火箭发射方案、发射轨道设计及高空风双向补偿方法。实际飞行考核充分证明了发射轨道设计的正确性, 设计方法确保了北斗工程全部发射任务取得圆满成功, 为北斗工程顺利实施奠定了基础。

关键词: 北斗工程; 运载火箭; 发射轨道

中图分类号: V412.1

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2020) 06-0038-06

Beidou Project Trajectory Design for IGSO/MEO/GEO

ZHOU Tianshuai, ZHOU Tao, ZHANG Yipu, ZHANG Bojun

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The launching requirements of launch vehicle are various with the development of China's aerospace industry. Beidou navigation satellite system is China independently developed global navigation satellite system, which has made three-step progress, and now has fully completed. CZ-3A series launch vehicles completed all launch missions of Beidou Project. It puts forward new type requirement of orbit for launch vehicles. This paper introduces characteristics of IGTO/MTO/GTO orbit design. The flight plan of launch vehicles, trajectory design and two-way wind compensation method are discussed. All launch flights are successful, which proves the correctness of trajectory design. The design method ensured successful launches of all Beidou Project missions, and also laid a foundation for the whole project.

Key words: Beidou project; Launch vehicle; Trajectory

0 引言

北斗卫星导航系统 (Beidou navigation satellite system) 是我国自行研制的全球卫星导航系统^[1]。系统建设采取了“三步走”战略, 经历北斗一号、二号、三号系统, 实现从定位试验系统到全球导航定位系统的跨越式发展^[2], 北斗三号系统已于 2020 年 6 月全面建成^[3]。

北斗工程有 3 类卫星: 倾斜地球同步轨道 (In-

clined Geosynchronous Orbit, IGSO)、中地球轨道 (Medium Earth Orbit, MEO) 和地球同步轨道 (Geostationary Earth Orbit, GEO) 卫星^[4-7]。对应轨道如下: 北斗一号工程仅有地球同步转移轨道 (Geostationary Transfer Orbit, GTO), 由 CZ-3A 火箭发射。北斗二号工程卫星对应的发射轨道分别为: 倾斜同步转移轨道 (Inclined Geostationary Transfer Orbit, IGTO)、中圆转移轨道 (Medium Transfer Orbit, MTO) 和 GTO; IGTO 和 MTO 轨道倾角均

收稿日期: 2020-07-15; 修订日期: 2020-08-18

作者简介: 周天帅 (1979-), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭轨道设计。

E-mail: zhoutianshuai@126.com

为 55° ，由 CZ-3A 和 CZ-3B 火箭发射；GTO 轨道采用我国第一个非轴对称火箭——CZ-3C 火箭发射。北斗三号工程的 IGSO 卫星和 GEO 卫星均采用了 GTO 轨道，由 CZ-3B 火箭发射，MEO 卫星均由 CZ-3B+YZ-1 上面级一箭双星发射，CZ-3B 火箭取消末修和调姿段，将上面级+卫星组合体送入近 MTO 轨道，后续由上面级两次变轨将卫星送入 MEO 轨道。由此可见，CZ-3A 系列火箭承担了北斗工程全部发射任务^[8]。

北斗工程对 CZ-3A 系列火箭发射轨道要求见表 1，本文不涉及 YZ-1 上面级段轨道设计及要求。

表 1 北斗工程对 CZ-3A 系列火箭轨道要求
Tab. 1 Orbit parameters of Beidou project for CZ-3A series launch vehicle

轨道种类	IGTO	MTO	GTO
近地点高度/km	200	200	200
远地点高度/km	36 000	18 000~22 000	36 000
轨道倾角/ ($^\circ$)	55	55	28.5

本文讨论上述轨道要求下火箭飞行方案、发射轨道设计及高空风双向补偿方法。

1 北斗工程火箭飞行方案

1.1 IGTO/MTO 轨道发射方案

针对 IGTO/MTO 的轨道要求，经过研究及各大系统间协调，确定了如下发射轨道方案：

1) 采用新的东南射向进行 IGTO/MTO 轨道发射；若仍采用以往 104° (CZ-3A 火箭) 或 97.5° (CZ-3B 和 CZ-3C 火箭) 射向，则需要增加较大的偏航程序角才能满足轨道倾角要求，但运载能力显著降低，无法满足卫星质量要求。

2) 引入三档典型设计风场，采用变射向高空风双向补偿方案进行发射轨道设计；北斗工程发射任务多，执行任务月份很多在西昌地区高空风较大的季节，在新的射向下，必须采取高空风双向补偿措施。

3) 受地面瞄准间条件限制，需采用地面固定射向瞄准、起飞后滚转定向方案，发射轨道设计中综合考虑了火箭安全出塔和程序转弯时间，设计了起飞滚转程序角。

4) 采用三级连续推进入轨的发射轨道方案；在北斗工程立项论证早期，曾使用三级两次工作的模式，但发射轨道设计的星箭分离点位于澳大

利亚中部上空，在澳大利亚领海外布设测量船都无法跟踪星箭分离，而在其领土内设站亦有很大困难，为此，提出三级连续工作入轨方案，取消滑行时间放宽对近地点幅角约束，将入轨航程由 8 000 km 减小到 4 000 km，带来的好处是仅需一艘测量船即可完成入轨段的测控任务。

1.2 GTO 轨道发射方案

北斗工程发射 GTO 轨道采用东射向 (97.5°)，三级二次工作入轨方案，先后分别采用 CZ-3C 和 CZ-3B 火箭发射。

其中北斗二号工程阶段该轨道采用的运载火箭为我国第一枚非轴对称构型火箭——CZ-3C 火箭，有别于以往 GTO 轨道发射采用的轴对称火箭。需开展基于非轴对称火箭 GTO 轨道设计；在其助推器飞行段，俯仰、偏航两个通道气动特性不对称。根据其不对称性，引入了俯仰、偏航两个通道不同气动力系数，进行弹道寻优设计计算。

2 IGTO/MTO 发射轨道设计

2.1 采用新的东南射向

为满足卫星对运载能力及卫星轨道倾角要求，确定采用新的东南射向进行设计。 136.5° 射向开辟新的落区。航区经过的大城市相对原来的近东射向有所变化，图 1 给出了航区箭下点轨迹示意图。



图 1 航区箭下点轨迹示意图

Fig. 1 Trajectory of Launch Vehicle

2.2 对 CZ-3A 系列火箭发射轨道要求

卫星对 CZ-3A 火箭发射轨道设计的要求，主要来自卫星和火箭控制系统，还有地面测控系统对火箭航区的要求以及子级落区的限制等，主要包括：

- 1) 卫星入轨点密切椭圆轨道的近地点高度 H_p 、远地点高度 H_a 、轨道倾角 i 、近地点幅角 ω ；
- 2) 卫星入轨点姿态参数；
- 3) 控制系统对火箭姿态角、姿态角速率的限

制和发动机启动、关机前后姿态保持的要求；

- 4) 地面测控系统对火箭航程的限制；
- 5) 子级残骸落区对火箭射向和子级射程的限制。

2.3 发射轨道优化目标与优化控制参数选择

CZ-3A 系列火箭发射轨道优化设计的目标是使卫星入轨时火箭三级推进剂剩余量最大，这个目标与火箭运载能力最大是等价的。

有下列 7 个节点的俯仰程序角作为火箭轨道设计及优化的控制参数，即：

- 1) 一、二级分离前后俯仰程序角 ϕ_{cxk1} ；
- 2) 二级起始程序角快速变化段结束时俯仰程序角 ϕ_{cx21} ；
- 3) 二、三级分离前后俯仰程序角 ϕ_{cxk2} ；
- 4) 三级起始程序角快速变化段结束时俯仰程序角 ϕ_{cx31} ；
- 5) 三级程序角匀速变化第一段结束时俯仰程序角 ϕ_{cx32} ；
- 6) 三级程序角匀速变化第二段结束时俯仰程序角 ϕ_{cx33} ；
- 7) 三级关机前后俯仰程序角 ϕ_{cxk3} 。

在 CZ-3A 系列火箭发射 IGTO/MTO 转移轨道设计中，由于采用了高空风双向补偿技术，在火箭一级飞行段加入了偏航程序，二级飞行段及三级飞行段开始的前 30 s，偏航程序保持一二级分离时的偏航程序不变。从 30 s 开始至 40 s 继续加入偏航程序，40 s 时的偏航程序角 ψ_{cx3} 作为火箭轨道设计的控制参数。

此外，火箭三级发动机的关机时间 t_{k3} 也可以作为火箭轨道设计的控制参数。这样，CZ-3A 系列火箭发射 IGTO/MTO 转移轨道优化设计的控制参数为 9 个。

2.4 发射轨道优化中约束的处理方法

发射轨道优化中对于指定终端条件和子级落点的约束，首先以迭代的方式使其得到精确满足。迭代过程中具体使用的参数如下：

- 1) 对火箭一子级残骸落点的射程约束，通过迭代方法对火箭一、二级分离前后俯仰程序角 ϕ_{cxk1} 进行调整，使其得到满足；
- 2) 对火箭二子级残骸落点的射程约束，通过迭代方法对火箭二、三级分离前后俯仰程序角 ϕ_{cxk2} 进行调整，使其得到满足；
- 3) 卫星给定的入轨点密切椭圆轨道远地点高

度 H_a (或轨道半长轴 a) 终端约束，通过迭代方法对火箭三级关机时间 t_{k3} 进行调整，使其得到满足；

- 4) 卫星给定的入轨点密切椭圆轨道近地点高度 H_p 和近地点幅角 ω 这两个终端约束，通过迭代对火箭三级程序角匀速变化第一段结束时俯仰程序角 ϕ_{cx32} 和三级关机前后俯仰程序角 ϕ_{cxk3} 进行调整，使它们得到满足；

- 5) 卫星给定的入轨点密切椭圆轨道倾角 i 终端约束，通过迭代方法对三级偏航程序角 ψ_{cx3} 进行调整，使其得到满足。

其余 3 个参数可采用常用的直接优化寻优方法参与优化。

2.5 高空风双向补偿技术

我国西昌地区上空处于西风带，高空风多为西风。此前，我国火箭仅有单向风补偿设计。CZ-3A 和 CZ-3B 火箭从西昌卫星发射 IGTO/MTO 任务沿 136.5° 射向发射，高空风在垂直于射面的横向分量与射面内的纵向分量相当，这时，只对射面内的纵向风进行补偿，不能有效降低火箭飞行中受到的风载荷。为满足 CZ-3A 系列火箭发射放行的 $q\alpha$ (最大载荷系数) 要求，必须减小飞行中高空风引起的气动攻角，需要解决高空风双向补偿问题。

具体的技术方案描述如下：

- 1) 在进行高空风双向补偿设计时，通过调整射向来消除火箭一子级残骸落点横向偏差。

- 2) 在标准弹道设计时预先引入设计风场，根据设计风场进行高空风双向补偿弹道的俯仰程序角和偏航程序角设计。为增加发射覆盖率，需在统计风场基础上，对高空风场进行分档，形成不同的设计风场，通过迭代选择满足火箭一子级残骸落点射程要求的补偿弹道，并依据预先确定的火箭子级残骸落区位置调整火箭射向。

- 3) 从风补偿结束直至三级飞行开始，火箭偏航程序角一直都与风补偿结束时保持相同，只在三级飞行 30 s 后才继续改变火箭偏航程序角，以达到卫星入轨要求的轨道倾角。这不仅使火箭各子级残骸落点位置基本不受风补偿的影响，而且火箭运载能力也没有因风补偿而受到损失。同时，由于火箭控制装订诸元，都是针对双向补偿弹道设计计算的，与不进行风补偿比较，火箭飞行中受到的风干扰，由实际高空风变为实际高空风相对所采用设计风场的偏差，在火箭参数偏差和飞行中受到的其他干扰不变情况下，卫星入轨精度

应略有提高，不会因风补偿而受到不利影响。

2.5.1 设计风场的确定

CZ-3A 系列火箭发射 IGTO/MTO 轨道，以 2 月份 95% 概率统计风场为基础，将风速分别乘以系数 0.25, 0.5 和 0.75，而风向不变，生成了三档典型设计风场，此三档设计风场基本可以覆盖全年大部分月份。针对三档设计风场相应设计了 3 条双向风补偿程序。

2.5.2 高空风双向补偿设计结果及实施效果

CZ-3A 火箭三档高空风双向补偿下一级俯仰程序角 FICX 和偏航程序角 PSCX 设计结果如图 2 所示。

图中 1 代表一档 25% 双向风补偿程序，2 代表二档 50% 双向风补偿程序，3 代表三档 75% 双向风补偿程序。在进行风补偿计算时，如果得到的 $q\alpha$ 值超过火箭结构强度对 $q\alpha$ 的限制值，则认为火箭在此风补偿方式下不能满足火箭发射放行条件。

以 CZ-3A 火箭发射 MEO 卫星任务中采用 50% 风补偿程序作为最终上天飞行程序为例，根据飞行中的遥测数据及射后半小时实测高空风数据进行拟合计算，补偿效果如图 3 所示。

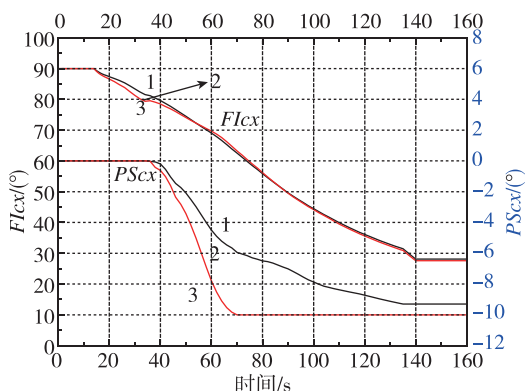


图 2 CZ-3A 三档双向补偿俯仰程序角和偏航程序角
Fig. 2 Pitch and yaw program angles of CZ-3A in three-gear compensation

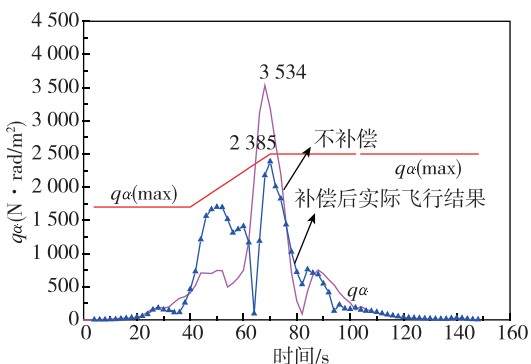


图 3 实际飞行中的 $q\alpha$ 值和不补偿 $q\alpha$ 值曲线
Fig. 3 The $q\alpha$ curves of actual flight and no wind compensation

从图 3 可以看出，若不采取高空风双向补偿方案，飞行中最大 $q\alpha$ 值可达 3 534 Pa · rad，超过了 $q\alpha$ 限制线（红色线），火箭将不能按时发射。而采用高空风双向补偿技术方案后，实际飞行中出现的最大载荷系数为 2 385 Pa · rad，满足发射放行条件。高空风双向补偿技术的应用确保了发射计划的按时完成。

3 GTO 发射轨道设计

北斗二期工程发射 GTO 轨道首次采用 CZ-3C 运载火箭，有别于以往 GTO 轨道发射采用的火箭，它是我国第一枚非轴对称构型大型液体运载火箭。

优化过程与传统轴对称火箭发射 GTO 设计方法没有区别。区别在于轴对称火箭气动法向力系数导数和侧向力系数导数相同，而 CZ-3C 火箭助推飞行段全箭气动法向力系数导数和侧向力系数导数、压心系数及姿控系统偏航、俯仰通道静态放大系数存在差异。

根据其不对称性，引入了俯仰、偏航两个通道不同气动力系数，进行弹道设计计算。下面详细介绍非轴对称相对传统轴对称设计引起差异的问题。

与轴对称火箭侧向力系数等于法向力系数处理方式的计算结果差异主要体现在风补偿计算和参数差异对偏差弹道影响。

3.1 风补偿计算

火箭发射前需完成风补偿程序生成和 $q\alpha$ 计算。非轴对称和轴对称计算的差异较大， α 为复合攻角，是攻角和侧滑角的综合值。非轴对称火箭风干扰下的侧滑角 β 可用以下公式计算^[9-10]

$$\beta + \beta_w = \frac{a_\psi^\beta(x_{ry} - x_z)R'}{a_\psi^\beta(x_{ry} - x_z)R' + Y_n^\beta(x_y - x_z)}$$

$$(\Delta\psi_w - \sigma + \beta_w) = A_\psi(\Delta\psi_w - \sigma + \beta_w)$$

式中， $\Delta\psi_w$ 为偏航角地球旋转修正量， σ 为弹道偏角， β_w 为侧风产生侧滑角。轴对称火箭以 A_ψ 等于 A_φ 计算。为分析以 A_ψ 等于 A_φ 造成的非轴对称火箭侧滑角 $\beta + \beta_w$ 的计算误差，应用侧向力系数导数、侧向压心系数与偏航通道放大系数，以上述公式计算出 CZ-3C 火箭助推飞行段的侧向系数 A_ψ (AFIB)，又用法向力系数导数、法向压心系数和俯仰通道放大系数以同样公式计算出法向系数 A_φ (AFI)，以 A_ψ 等于 A_φ 引起的相对偏差为 (AFI—

AFIB) / AFIB, 计算结果如图 4 所示。

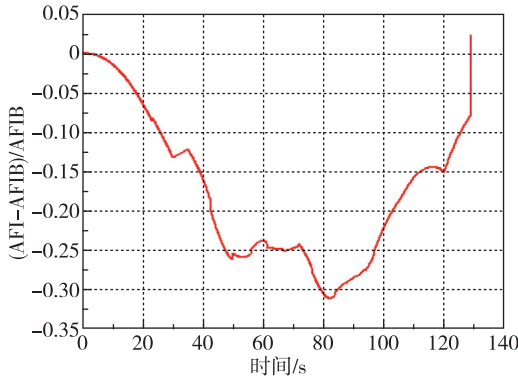


图 4 以 A_ψ 等于 A_φ 引起的相对偏差变化情况

Fig. 4 A_φ instead of A_ψ caused change in relation deviation

由于侧滑角 $\beta + \beta_w$ 与 A_ψ 成比例, 因此以 A_ψ 等于 A_φ 造成的侧滑角 $\beta + \beta_w$ 的相对误差, 如图 4 中的 $(AFI-AFIB) / AFIB$ 表示。通常在大风区 40~70 s 时 $q\alpha$ 值出现最大值。从图 4 可看出, 40~70 s 飞行段, 非轴对称火箭如果以代替 A_ψ 等于 A_φ 计算侧滑角 $\beta + \beta_w$ 约有一 25%~30% 的误差。

3.2 参数差异对偏差弹道影响

以上参数差异主要对横向弹道参数偏差产生影响, 其中发射坐标系横向坐标偏差 DZ 和实时落点纬度偏差 DB 与传统轴对称火箭计算的偏差弹道计算中列出数据 DZ' 和 DB' 的比值随时间变化情况如图 5、图 6 所示。

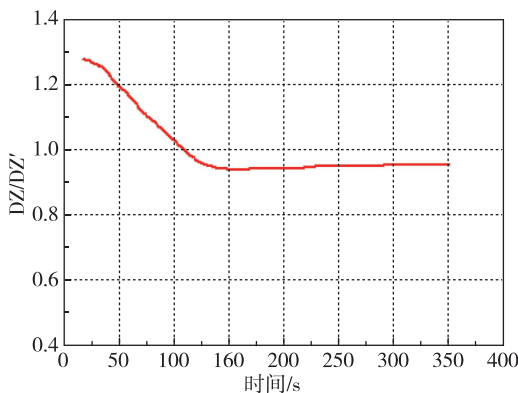


图 5 横向坐标偏差比值 DZ/DZ'

Fig. 5 Transverse coordinate deviation ratio of DZ/DZ'

从图 5 可以看出, 在 110 s 前, 横向坐标偏差新计算结果 DZ 要比按传统轴对称处理方式计算的相应偏差 DZ' 大, 最大倍数为 1.27 倍; 110 s 后则相反, 两者偏差比值小于 1。

从图 6 可以看出, 在 84 s 前, 非轴对称处理

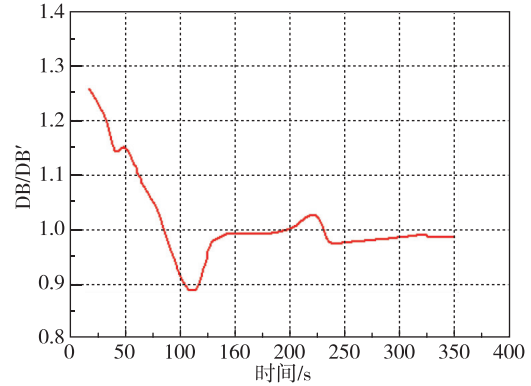


图 6 实时落点纬度偏差比值 DB/DB'

Fig. 6 Real-time latitude deviation ratio of DB/DB'

方式计算的落点纬度偏差计算结果 DB 要比轴对称处理方式提供结果 DB' 大, 最大倍数为 1.26 倍; 200~230 s 间虽然也大, 但差距较小, 最大倍数才 1.026, 其他时间段两者偏差比值则小于等于 1。

CZ-3C 火箭发射成功充分验证了非轴对称火箭发射 GTO 轨道设计的正确性。

4 结论

本文针对 IGSO/MEO/GEO 卫星发射方案、轨道设计方法进行了介绍。该方法有效增加 CZ-3A 系列火箭对发射任务的适应能力, 大大增加火箭按时发射概率和火箭飞行安全性, 对我国北斗导航工程的按时实施提供了必要的技术基础。

参考文献

- [1] 宋强.北斗卫星导航系统在海事领域的应用研究[J].中国海事,2019(10):42-45.
- [2] 魏钢,高皓,项宇.北斗二号与北斗三号定位精度对比分析[J].导航定位学报,2020,8(2):8-11.
- [3] 陈飏.北斗三号系统核心星座部署完成[J].国际太空,2020(1):23-25.
- [4] 李昕,袁勇强,张柯柯,等.联合 GEO/IGSO/MEO 的北斗 PPP 模糊度固定方法与试验分析[J].测绘学报,2018,47(3):324-331.
- [5] 王洋,史俊波,周吕,等.GEO/IGSO/MEO 卫星对北斗伪距差分定位精度的作用分析[J].地理空间信息,2019,17(2):15-17.
- [6] 王海春,贾小林,李鼎,等.北斗三号卫星广播星历精度评估分析[J].导航定位学报,2019,7(4):60-63.
- [7] 杨元喜,李金龙,王爱兵,等.北斗区域卫星导航系统基本导航定位性能初步评估[J].中国科学:地球科学,2014,44(1):72-81.
- [8] 鲁宇.中国运载火箭技术发展[J].宇航总体技术,

2017,1(3):1-8.

防科技大学出版社,1994.

[9] 贾沛然,陈克俊,何力.远程火箭弹道学[M].长沙:国

[10] 龙乐豪.总体设计(上)[M].北京:宇航出版社,1989.

引用格式: 周天帅,周桃,张亦朴,等.北斗工程 IGSO/MEO/GEO 发射轨道设计[J].宇航总体技术,2020,4(6):38-43.

Citation: Zhou T S,Zhou T,Zhang Y P, et al. Beidou project trajectory design for IGSO/MEO/GEO [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2020, 4(6): 38-43.