

分类号_____

密级_____

UDC _____

编号 800212008s19

中国科学院研究生院

硕士学位论文

SGP4/SDP4 模型精度分析

韦栋

指导教师 赵长印 研究员

中国科学院紫金山天文台

申请学位级别 硕士 学科专业名称 天体测量与天体力学

论文提交日期 2008.08.16 论文答辩日期 2008.08.28

培养单位 中国科学院紫金山天文台

学位授予单位 中国科学院研究生院

答辩委员会主席 刘林 教授

论文题目：SGP4/SDP4 模型精度分析

研究生（硕士）姓名：韦栋（天体测量与天体力学）

指导老师：赵长印 研究员

摘要

双行根数（TLE）是一种特殊的平均根数，目前被广泛的使用于航空航天各个领域，它是用SGP4/SDP4模型生成的。本论文对SGP4/SDP4模型的定轨预报精度做了全面分析。

本文首先完成了一套基于SGP4/SDP4模型的定轨方案和程序，然后选取了可反映整个空间目标轨道特征的1120个空间目标，以精密轨道数据为仿真观测数据和标准轨道，通过轨道改进确定TLE根数，进而比较分析了SGP4/SDP4的定轨预报精度。主要结论如下：

1. SGP4/SDP4模型处理不同类型的空间目标定轨精度各不相同。SGP4/SDP4模型处理近地目标，定轨精度为百米量级；处理同步轨道，定轨精度平均为1.9公里；处理半同步轨道，定轨精度平均为0.7公里。除极少数 $e > 0.8$ 的椭圆目标定轨精度大于10公里，绝大多数椭圆目标的定轨精度为公里量级。
2. SGP4/SDP4模型预报精度与空间目标偏心率和高度有关。SGP4/SDP4模型对近圆轨道的刻画好于椭圆轨道。偏心率越大，预报误差越大，误差增长的越快。
3. 用SGP4/SDP4模型处理空间目标，近地目标预报7天，半同步轨道预报60天，同步轨道预报30天，椭圆轨道预报3天，位置误差在100公里以内。

关键词： SGP4/SDP4模型 定轨精度 预报精度

Abstract

Two line element (TLE) is widely available through NASA and it is generated by SGP4/SDP4 model. This paper makes a comprehensive analysis about the orbit determination and prediction accuracy of the SGP4/SDP4 model.

The author designed an orbit determination system based on SGP4/SDP4 independently, wrote the corresponding program, and then chose 1120 space objects which can reflect the characteristics of all the space orbits, used the precise orbital propagation software to generate the simulation datas, through orbit improvement, we made a comparative analysis of the orbit determination and prediction accuracy of SGP4/SDP4 model .Main conclusions are as follows:

1) Using SGP4/SDP4 model, the orbit determination accuracy of the near-Earth objects($e < 0.1$) is several hundred meters. The orbit determination accuracy of the earth-synchronous orbit and the geostationary orbit are respectively 0.7 kilometer and 1.9 kilometers. The orbit determination accuracy of the elliptical orbit is several kilometers.

2) The accuracy of SGP4/SDP4 model is related to the eccentricity and the perigee height. The bigger the eccentricity is, the bigger the the prediction error is,the faster the prediction error grows. Models describe the nearly circular orbit better than the elliptical orbit.

3)To predict the near-Earth objects with SGP4/SDP4 model for 7 days, the earth-synchronous orbit for 60 days and the geostationary orbit for 30 days, the elliptical orbit for 3 days,the prediction error is less than 100 kilometers,which can meet the demands of real applications.

Key words: SGP4/SDP4 model, the orbit determination accuracy, the orbit prediction accuracy

目录

第一章 引言	1
第二章 SGP4/SDP4 模型介绍.....	4
2.1 SGP4/SDP4 模型概要.....	4
2.2 SGP4/SDP4 模型的数学模型.....	5
第三章 基于 SGP4/SDP4 模型的定轨方案.....	12
3.1 初轨计算.....	12
3.2 轨道改进.....	15
3.3 批处理定轨.....	20
3.4 J2000 与 TLE 坐标系转换模块.....	21
3.5 定轨方案流程图与精度分析方法.....	23
第四章 程序正确性验证.....	25
4.1 SGP4/SDP4 模型的正确性验证.....	25
4.2 轨道改进模块的正确性验证.....	25
4.3 坐标转换的验证.....	26
第五章 参考空间目标和仿真数据模拟	28
5.1 参考空间目标.....	28
5.2 仿真数据模拟.....	30
第六章 定轨预报精度分析.....	34
6.1 几种代表性轨道误差随时间变化曲线图.....	35
6.2 不同类型的空间目标定轨和预报精度.....	38
6.3 小结.....	46
第七章 结论.....	47
附录 A 空间目标轨道信息与定轨预报精度表 (F10.7=100)	48
附录 B 空间目标轨道信息与定轨预报精度表 (F10.7=200)	75
参考文献.....	102
致谢.....	103

第一章 引言

SGP4/SDP4 (Simplified General Perturbation Version 4/ Simplified Deep-space Perturbation Version 4) 是由美国北美防空联合司令部 (NORAD, North American Air Defense Command) 开发的轨道预报模型^[1], 结合美国全球观测网 (SSN) 的观测资料可生成TLE根数。TLE根数是由美国NORAD开发的一种平均根数, 是涵盖大多数空间目标的唯一的公共数据来源, 目前在航空航天各个领域得到了广泛的使用和传播。随着TLE根数的日益普及, 各研究团体都对SGP4/SDP4模型进行了相关研究, 但关于SGP4/SDP4模型处理不同类型空间目标的定轨预报精度的文章和研究较少。本文研究了SGP4/SDP4模型用于不同类型的空间目标所能达到的定轨预报精度, 对该领域做了一个补充和完善, 可以帮助我们更好的理解和使用SGP4/SDP4模型。

SGP4/SDP4模型用途很广。它不仅被用于空间碎片的监测^[2], 同时也被许多软件采用为轨道预报模型, 比如波兰天文爱好者SEBASTIAN STOFF (塞巴斯蒂安·斯托弗) 先生所开发的Orbitron, 由Scott Hather先生所开发的卫星跟踪软件SatScape以及顶级航天仿真软件STK (Satellite Tool Kits) 等, 但模型在被广泛使用的同时, 官方并没有说明其定轨和预报的精度, 因此有必要对其进行研究。

SGP4/SDP4模型处理不同类型空间碎片的精度是不一样的。SGP4/SDP4模型是一种特殊的分析法轨道预报模型, 为了确保较快的运算速度, 模型采取了简化的受力模型, 并使用了一些特殊的方式来处理各种摄动对根数的影响, 这导致了模型精度的下降。由于不同类型的空间目标本身所需考虑的力模型不同, 力模型的简化对SGP4/SDP4模型精度的影响也不同, 有必要将SGP4/SDP4模型的精度按照空间目标的类型进行细致的分类研究。

二十五年前美国国防部 (DOD) 通过《Spacetrack Report 3—Models for Propagation of NORAD Element Sets》一文公布了SGP4/SDP4模型的数学模型和程序代码。在之后的使用中, 许多科研组织和科研工作者都对程序代码进行了修

正, 纠正了代码中的一些错误, 并使得代码可以处理各自实际应用中的一些特殊情况^[3], 这使得SGP4/SDP4模型的程度代码出现了很多版本。2006年发布的《Revisiting Spacetrack Report #3》一文将这些版本进行了总结, 并提供了与美国国防部版本完全兼容的最新程序版本。

综上所述可以看出, TLE根数和SGP4/SDP4模型被广泛用于航空航天各个领域, 在该领域不同的任务对轨道预报模型有着不同的精度要求, 同时随着航天技术的不断发展, SGP4/SDP4模型本身的程序代码也有了进一步的修正。对最新的SGP4/SDP4模型的精度进行分类研究, 这不仅有助于加深对该两个模型的理解和认识, 还有助于我们更好的使用这两个模型完成各项航天任务。

目前国内外已经对SGP4/SDP4模型进行了一些研究。

刊登于2004年8月第四期的《中国空间科学技术》中的《SGP4/SDP4模型用于空间碎片轨道预测的精度分析》一文, 用精密轨道模型生成7天的标准轨道, 并利用标准轨道拟合TLE根数, 对不同高度的6个近圆空间目标和1个大椭圆空间目标使用SGP4/SDP4模型的定轨精度进行了分析^[4]。该文给出了利用轨道改进确定TLE根数来比较SGP4/SDP4模型精度的思路, 但其研究还有进一步深入的空间。1) 该文选取的空间目标数过少, 且只处理了一个大椭圆空间目标, 不能全面的反应SGP4/SDP4模型用于不同空间目标所能达到的精度。2) 该文只对定轨精度进行了分析, 并没有对预报精度进行分析。3) 其所使用的为SpaceTrack Report 3公布的程序代码, 并非最新的程序代码。4) 文章中没有给出拟合TLE根数, 尤其是拟合 B^* 的具体方法。

Byoung-Sun Lee在《J Astron Space Science》上发表的《NORAD TLE conversion from osculating orbital element》一文, 给出了由天体某一个时刻的瞬时位置和速度, 确定TLE根数中六个开普勒根数的方法^[5], 但利用该方法无法确定TLE根数中的 B^* 。

在本文的研究中, 我们首先选取了可反映整个空间目标轨道特征的1120个空间目标作为参考, 以精密轨道模型软件生成与真实接近的标准轨道, 根据轨道类型, 用不同时间长度的弧段资料定轨, 确定卫星的初始TLE根数和 B^* , 然后用SGP4/SDP4模型预报轨道, 与标准轨道进行对比, 得到模型的定轨和预报精度,

并按照空间目标的类型对定轨和预报精度进行了统计分析。

与前人的工作相比，本文有以下几个优点：1) 给出了一套完整的分析法定轨方案，尤其是给出了利用轨道改进确定 B^* 的方法。2) 本文采用了最新的SGP4/SDP4模型程序代码，该代码与美国国防部所采用的版本完全兼容。3) 本文选取的空间目标数目多，类型全，可全面地反映各种类型空间目标轨道特征。4) 分析了太阳辐射流量对定轨预报精度的影响。

本文共分七章。第一章为引言，介绍SGP4/SDP4模型精度研究的现状及开展本课题研究的必要性。第二章对SGP4/SDP4模型进行了简要的介绍并给出了具体的数学模型。第三章依次介绍了定轨方案的各个模块，并给出了整个分析法定轨方案的程序流程图。第四章对各个模块的正确性进行了验证。第五章介绍了本文所选空间目标的分布情况以及数据模拟的方法。第六章介绍了定轨预报精度分析的具体结果和结论。第七章对全文进行了总结，并给出了下一步工作的展望。

第二章 SGP4/SDP4模型介绍

2.1 SGP4/SDP4模型的概要

1982年美国国防部(The United States Department of Defense, DOD)发布了《Spacetrack Report 3—Models for Propagation of NORAD Element Sets》一文。该文介绍了SGP、SGP4/SDP4、SGP8/SDP8这5个轨道预报模型,并给出了它们的数学模型和FORTRAN程序代码。美国国防部的双行根数(Two-line element, TLE)是目前涵盖大多数空间目标的唯一的公共数据来源, TLE根数必须与以上5个模型其中之一配套使用,才可达到其最高的精度,所以这5个模型被广泛的运用于航空航天的各个领域^[6]。

下面简要介绍5个模型的研究历史和特点^[1]。

1) SGP由Hilton和Kuhlman于1966年开发,只可用于近地目标。它简化了古在由秀1959年提出的引力场模型,并假设大气阻力对平动的影响随时间呈线性变化,这个假设使目标的沿迹误差随预报时间呈二次变化趋势,而大气摄动对偏心率的影响则通过假设近地点高度不变来模拟。

2) SGP4由Ken Cranford于1970年开发,用于近地目标。模型是Cranford和Lane1969年解析理论的简化。它将Brouwer1959年采用Von-Zeipel正则变换方法给出的摄动解结果用于引力场模型;密度加权函数用于大气模型。主要考虑了地球扁率和大气阻力,其中地球扁率项考虑了 J_2, J_3, J_4 项的影响,而大气阻力摄动则通过含有 B^* 项的密度加权函数进行处理。

3) SDP4是SGP4的外延,用于深空目标。深空方程由Hujesak于1979年开发,模型考虑了日月引力摄动,以及对地球同步和半同步轨道影响特别大的主要田谐项($J_{2,2}$ 项)。

4) SGP8用于近地目标,来自Hoots的解析理论的简化,地球引力场模型和大气模型同Lane和Cranford,只是对微分方程的求积采用了不同的方法。

5) SDP8是SGP8的外延,用于深空目标,模型方程同SDP4。