

编号

阶段标记

密级

公开

文件类型

版本

V2.3 Alpha

页 数

文件名称

航天任务设计工具箱 ATK

使用手册

编制单位

国防科技大学空天科学学院

编 写

ATK 项目组

校 对

张梦樱

审 核

杨 震

批 准

国防科技大学空天科学学院

修订记录

序号	章节名称	修订内容简述	修订日期	修订前版本号	修订后版本号	修订人	复核人
1		文档初稿	2022.12.30	无	V1.0		
2		删减章节	2023.04.10	V1.0	V1.1		
3	3.8.节, 6 章	增加二次开发案例	2023.05.20	V.1.1	V1.2		
4	5 章	增加专业工具指南	2023.06.10	V.1.2	V.1.3		
5	3-5 章	修订仿真回放功能	2023.07.24	V.1.3	V.1.4		
6	3-6 章	修订二次开发案例	2024.1.16	V.1.4	V.2.0		
7	第五章	增加内容包括 5.7-5.14 共八个模块：星座设计、初轨生成、区域覆盖、巨型星座设计、高级星座设计、偏差分析、RPO、机动分析	2024. 2.6				
8	全文	<ol style="list-style-type: none"> 1.删除第六章 2.将最深九层的目录重新编号，保留四层目录，其他层次使用数字或者符号编号 3.统一全文的编号风格 4.将全文的第四层标题统一设置成四级标题（因为有部分四级标题使用正文格式） 	2024.3.5				
9		1.修改文档错误编号	2024.3.19				

		2.增加 3.9、3.10、 3.11、3.12（添加修 改格式）、3.14 （说明：3.13 3.15 专 业性较强，请老师指 点）					
10		增加 2.2.3 兼容性设 置，增加 3.13 偏差分 析案例	2024.3.27				
		删除 3.1.3 节轨道向导 操作	2024.3.27				
		1. 3.7 节标题“轨控安 全性分析”修改为“碰 撞规避”，对正文相关 内容进行了修改 2. 5.6 节标题“轨控安 全性分析工具”修改为 “碰撞规避工具”，对 其中正文相关文字和部 分插图进行了修改。 3. 对 4.2.2.7 节的章节 层次进行了优化调整。 4. 对全文修改了其中错 误和口语化的文字。 5. 对全文图表格式进行 了统一修改。	2024.3.28				
11	5 章 5.15	1. 增加再入回收模块功 能介绍	2024.6.17	V.2.0	V.2.3		

		2. 1. 增加再入回收模 块使用方法					
--	--	------------------------	--	--	--	--	--

目 录

修订记录.....	2
1 ATK 概述.....	1
1.1 ATK 是什么.....	1
1.2 术语和定义.....	1
2 ATK 安装.....	2
2.1 运行环境需求.....	2
2.1.1 硬件需求.....	2
2.1.2 操作系统需求.....	2
2.1.3 软件需求.....	2
2.1.4 其他需求.....	2
2.2 安装向导.....	2
2.2.1 安装 ATK.....	2
2.2.2 注册 ATK.....	4
2.2.3 兼容性设置.....	5
2.2.4 绿色版说明.....	5
3 ATK 案例教程.....	6
3.1 入门案例.....	6
3.1.1 创建任务场景.....	6
3.1.2 创建卫星对象.....	6
3.1.3 修改卫星对象属性.....	6
3.1.4 查看二维场景和三维场景.....	6
3.1.5 查看输出报告.....	7
3.1.6 保存场景.....	8
3.2 可见性工具案例.....	8
3.2.1 创建任务场景.....	8
3.2.2 创建对象.....	8
3.2.3 修改对象属性.....	8
3.2.4 查看二维和三维视图轨迹.....	9
3.2.5 查看可见性计算结果.....	9
3.3 覆盖工具案例.....	11
3.3.1 创建任务场景.....	11
3.3.2 创建卫星对象.....	11
3.3.3 添加传感器.....	11

3.3.4	创建覆盖目标.....	11
3.3.5	查看场景的二维和三维视图.....	12
3.3.6	进行覆盖性分析.....	12
3.3.7	覆盖品质分析.....	14
3.4	轨道机动规划工具案例.....	14
3.4.1	霍曼转移.....	14
3.4.2	LEO 到 GEO 快速转移轨道.....	21
3.4.3	倾角改变与瞄准轨道.....	28
3.4.4	基于自由返回轨道的地月转移.....	36
3.5	批量坐标转换案例.....	42
3.5.1	J2000 地心惯性系坐标转为 ECF 地固系坐标.....	42
3.5.2	ECF 地固系坐标转为 ENU 东北天坐标系坐标.....	44
3.6	接近分析案例.....	46
3.6.1	案例想定.....	46
3.6.2	基于场景对象选择的接近分析.....	47
3.6.3	基于存在国际编号目标的接近分析.....	51
3.6.4	基于外部 STK 星历文件的接近分析.....	54
3.7	碰撞规避.....	57
3.7.1	案例想定.....	57
3.7.2	基本设置.....	57
3.7.3	自然交会条件.....	60
3.7.4	规避机动规划.....	60
3.7.5	机动复核.....	62
3.7.6	偏差机动复核.....	62
3.8	二次开发案例.....	65
3.8.1	案例想定.....	65
3.8.2	脚本展示.....	65
3.9	巨型星座设计案例.....	67
3.9.1	案例想定.....	67
3.9.2	星座构型说明.....	67
3.9.3	创建任务场景与对象.....	67
3.9.4	设置工作星轨道参数.....	67
3.10	初轨生成案例.....	69
3.10.1	案例想定.....	69
3.10.2	创建任务场景与对象.....	69
3.11	区域覆盖案例.....	70

3.11.1 案例想定	70
3.11.2 创建任务场景与对象	70
3.11.3 区域覆盖分析及结果查看	72
3.12 RPO 案例	74
3.12.1 案例想定	74
3.12.2 任务控制序列说明	74
3.12.3 创建任务场景与对象	74
3.12.4 设置工作星轨道参数	75
3.12.5 设置服务星初始状态和水滴绕飞段	75
3.12.6 运行任务控制序列	76
3.13 偏差分析案例	78
3.13.1 案例想定	78
3.13.2 创建任务场景与对象	78
3.13.3 插入对象并进行偏差分析属性设置	78
3.13.4 查看轨道偏差分析结果	82
3.14 高级星座设计案例	83
3.14.1 案例想定	83
3.14.2 创建任务场景	83
3.14.3 星座设计	83
3.14.4 创建星座	84
3.15 再入返回案例	85
4 ATK 基础使用指南	86
4.1 创建场景	86
4.1.1 场景的功能介绍	86
4.1.2 操作流程	95
4.2 创建对象	97
4.2.1 对象的功能介绍	97
4.2.2 插入对象	97
4.3 执行仿真	118
4.3.1 功能介绍	118
4.3.2 使用方法	119
4.3.2.1 操作步骤	119
4.4 二维可视化	120
4.4.1 功能介绍	120
4.4.2 使用方法	120
4.5 三维可视化	121

4.5.1 功能介绍	121
4.5.2 使用方法	121
4.6 查看图文报告	122
4.6.1 功能介绍	122
4.6.2 数据报告	123
4.6.3 曲线图表	123
4.6.4 快速输出报告	124
5 ATK 专业使用指南	125
5.1 可见性工具	125
5.1.1 功能介绍	125
5.1.2 使用方法	126
5.2 覆盖工具	128
5.2.1 功能介绍	128
5.2.2 使用方法	129
5.3 轨道机动规划工具	130
5.3.1 功能介绍	130
5.3.2 机动规划任务序列段	132
5.4 批量坐标转换工具	139
5.4.1 功能介绍	139
5.4.2 使用方法	143
5.5 接近分析工具	147
5.5.1 功能介绍	147
5.5.2 使用方法	151
5.6 碰撞规避工具	154
5.6.1 功能介绍	155
5.6.2 使用方法	163
5.7 星座设计工具	169
5.7.1 功能介绍	169
5.7.2 使用方法	170
5.8 初轨生成模块	173
5.8.1 功能介绍	173
5.8.2 使用方法	176
5.9 区域覆盖模块	188
5.9.1 功能介绍	188
5.9.2 使用方法	189
5.10 巨型星座设计模块	194

5.10.1 功能介绍	194
5.10.2 使用方法	196
5.11 高级星座设计功能模块	198
5.11.1 功能介绍	198
5.11.2 使用方法	199
5.12 偏差分析	202
5.12.1 功能介绍	202
5.12.2 使用方法	202
5.13 RPO 功能模块	206
5.13.1 功能介绍	206
5.13.2 使用方法	209
5.14 机动分析功能模块	210
5.14.1 功能介绍	210
5.14.2 使用方法	211
6 ATK 发布说明	221
6.1 重要声明	221
6.1.1 权利声明	221
6.1.2 技术声明	222
6.1.3 使用条款	222

1 ATK 概述

1.1 ATK 是什么

航天任务设计工具箱 ATK (Aerospace Tool Kit) 是用于对现实世界对象的位置、运动、时序进行建模的时空信息系统软件,目前主要关注航天任务相关部分,未来将涵盖多领域(陆、海、空、天、电),多对象(卫星、导弹、飞机、地面站、舰船等),复杂时空几何与信息关系(轨道、可见性、覆盖、通信链路等)。

航天任务设计软件是航天全寿命周期的核心工具,我国目前还缺乏成熟的工业级产品,严重依赖美国著名航天工业软件 STK (Systems Tool Kit, 自 2005 年起对中国全面禁运)。ATK 是对标 STK 的国产自主软件,由国防科技大学空天科学学院承研。团队解决了软件总体架构设计、航天动力学模型算法库集成、轨道机动规划通用化建模与求解、二/三维可视化、二次开发接口等关键技术难题,目前已研制形成了 ATK 2.0 版本。

ATK 2.0 初步实现了标准平台、二/三维可视化、基于脚本语言模式的二次开发接口、可见性分析、轨道机动规划等功能模块,具备了初步的航天任务分析与设计能力。特别是对标 STK Astrogator 实现了通用轨道机动规划功能,能对航天器交会对接、探月多阶段轨道设计等典型复杂航天任务进行轨道机动参数规划。

1.2 术语和定义

ATK: Aerospace Tool Kit。

2 ATK 安装

2.1 运行环境需求

2.1.1 硬件需求

硬件	需求
处理器	Intel 酷睿
CPU 频率	2GHz+
内存	4GB+
硬盘空间	60GB+
显卡	英伟达 GeForce GT 705 (及更高版本)
网络硬件	网卡

2.1.2 操作系统需求

- Windows 11
- Windows 10
- Windows 8
- Windows 7, Service Pack1 (SP1) 或更高版本
- Windows Server 2012
- Windows Server 2008 R2

2.1.3 软件需求

无。

2.1.4 其他需求

无。

2.2 安装向导

2.2.1 安装 ATK

以下是 ATK 安装说明，如果有本文档中未解决的问题，请联系国防科技大学空天科学学院的技术支持。安装程序将引导完成 ATK 软件的安装。安装过程如图 2-1~图 2-5 所示。



图 2-1 ATK 安装向导起始页

选择 ATK 安装位置时，可使用默认的“Program Files”或选择其他位置。

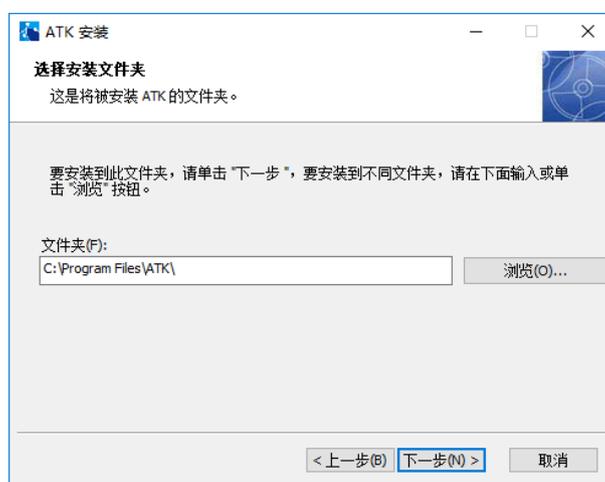


图 2-2 ATK 安装向导-位置选择

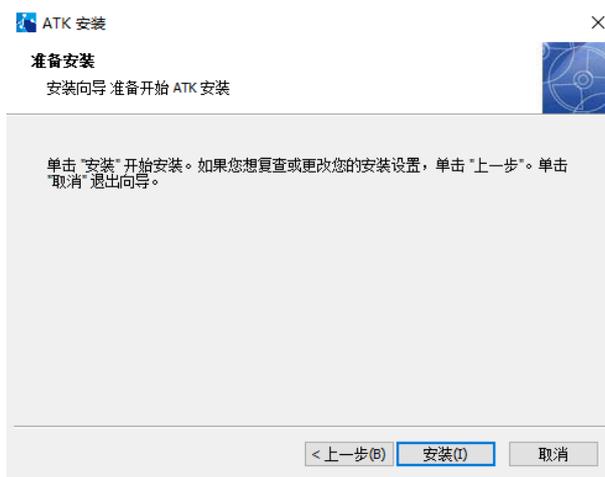


图 2-3 ATK 安装向导-开始

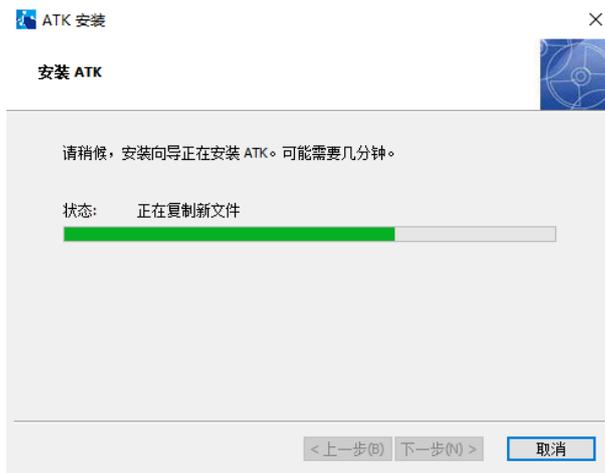


图 2-4 ATK 安装向导-安装过程

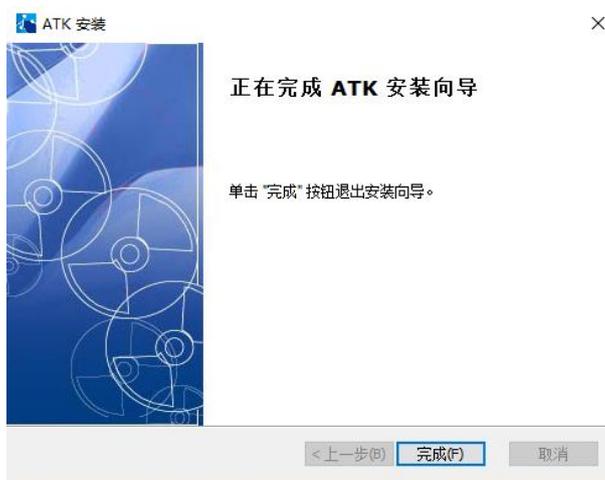


图 2-5 ATK 安装向导-安装完成

安装完应用程序后，点击“完成”，结束安装。

2.2.2 注册 ATK

目前 ATK 为免费使用模式，但初次安装 ATK 时用户需运行注册机客户端（安装目录下 AtkInput\Register_2015.exe），生成计算机 ID 给国防科技大学空天科学学院，由开发者生成序列号，用户使用序列号进行软件注册。

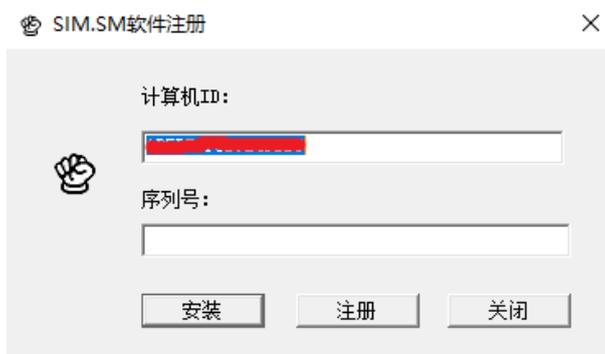


图 2-6 ATK 软件注册工具

2.2.3 兼容性设置

ATK 默认分辨率大小是 1080ppi，当计算机配置高于 1080ppi 时默认配置需要进行兼容性调整，一般常见于笔记本电脑。如图 2-7 所示。

操作步骤如下：

- (1) 找到软件图标，右键选择属性。
- (2) 在属性栏中找到兼容性。
- (3) 在兼容性界面中下滑找到更改高 DPI 设置选项。
- (4) 设置高 DPI 缩放替代—替代高 DPI 缩放行为—缩放执行。
- (5) 将原来的应用程序选项改选为系统或系统增强。

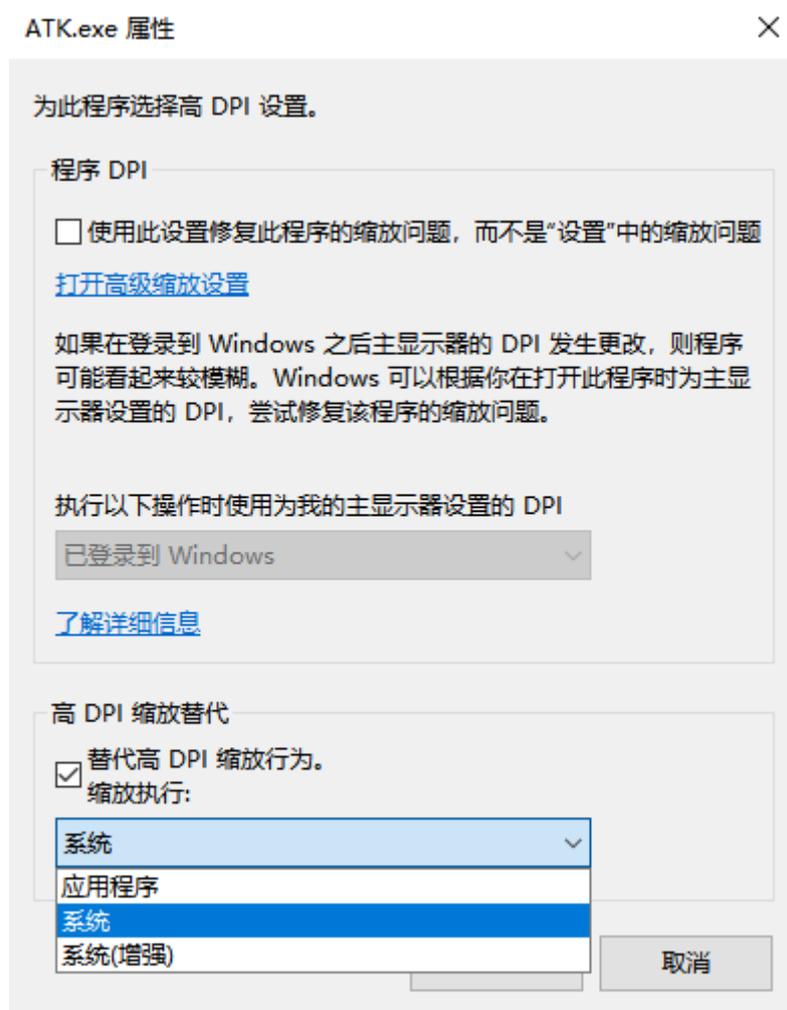


图 2-7 ATK 显示兼容性设置

2.2.4 绿色版使用说明

绿色版无须安装，解压后注册即可使用。一般后缀名为.rar 格式，解压后能看到 ATKInput 文件和 ATK 的启动图标。

3 ATK 案例教程

3.1 入门案例

本案例介绍如何创建任务场景和对象，生成报告，并加以保存。

3.1.1 创建任务场景

- (1) 运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】。
- (2) 在“新建想定向导”中设置场景“名称”为“SimpleExample”。
- (3) 设置场景时段。

开始历元(UTCG)	2022-11-15 00:00:00.000
结束历元(UTCG)	2022-11-16 00:00:00.000

- (4) 点击【确定】完成场景建立。

3.1.2 创建卫星对象

- (1) 点击工具栏“开始”中的【插入  插入】，创建对象。
- (2) 选择“想定对象” — “卫星”，“选择插入方式” — “插入默认类型”。
- (3) 点击【插入】，插入一颗卫星。
- (4) 点击【关闭】，关闭插入对象窗口。

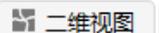
3.1.3 修改卫星对象属性

- (1) 右击“对象” — “SimpleExample” — “Satellite1”，点击【属性 】。
- (2) 选择“轨道” — “坐标类型” — “轨道根数”，修改轨道根数。

半长轴(m)	6878137.000
偏心率	0.0
轨道倾角(deg)	45.0
升交点赤经(deg)	0
近拱点角距(deg)	0
真近点角(deg)	0

- (3) 点击【应用】，保存修改结果。
- (4) 点击“对象” — “SimpleExample” — “Satellite1”，点击颜色按钮【  】, 可修改标签颜色。

3.1.4 查看二维场景和三维场景

- (1) 点击“视图” — 【二维视图  二维视图】显示二维视图，点击“视图”

一 【三维视图  三维视图】 显示三维视图，如图 3-1 和图 3-2。

(2) 点击【开始 】，在二维和三维视图中随时间历元显示轨道。

(3) 拖动“时间视图”黄色滑块，查看特定时间的轨道场景。



图 3-1 三维轨道运行界面

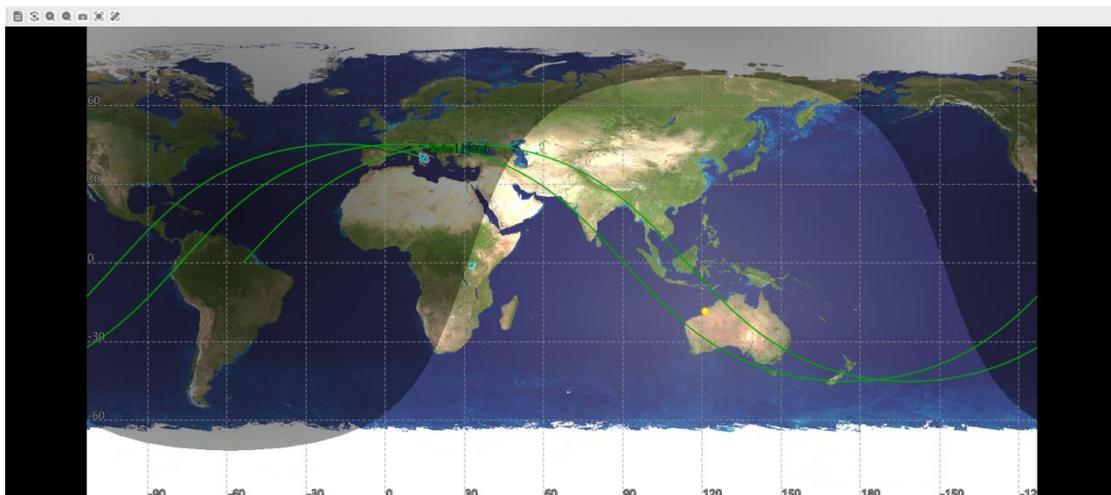
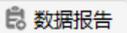
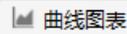


图 3-2 二维轨道运行界面

3.1.5 查看输出报告

(1) 点击“输出” — 【数据报告 】 — “经纬高”；点击【生成...】生成报告。

(2) 点击“输出” — 【曲线图表 】 — “升交点赤经”；可生成曲线图表样式，点击【生成...】生成报告。

(3) 点击“样式” — 【新建】，根据需要新建图表类型。

(4) 点击【另存为 】，保存输出报告。

(5) 点击【关闭】。

3.1.6 保存场景

点击“开始”—【保存】，保存已有场景；如需要再次加载当前场景可点击【打开】，打开已保存的场景。

3.2 可见性工具案例

可见性工具用于计算在对象当前属性和参数约束条件下，两对象之间是否能够建立联系（是否可见），可用于卫星的星间通信等任务可视性分析。本案例介绍如何计算两对象的可见时间、被视对象在分析对象的方位角、俯仰角和两对象间的距离等，并生成报告和可视化图表。

3.2.1 创建任务场景

- (1) 运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】。
- (2) 在“新建想定向导”中设置场景“名称”为“AccessExample”。
- (3) 设置场景时段。

开始历元(UTCG)	2023-03-11 00:00:00.000
结束历元(UTCG)	2023-03-12 00:00:00.000

- (4) 点击【确定】完成场景建立。

3.2.2 创建对象

- (1) 点击工具栏“开始”中的【插入插入】，创建对象。
- (2) 选择“想定对象”—“卫星”，“选择插入方式”—“插入默认类型”。
- (3) 点击两次【插入…】，插入两颗卫星。

3.2.3 修改对象属性

- (1) 右击“对象”—“AccessExample”—“Satellite1”，点击【属性】。
- (2) 选择“坐标类型”—“轨道根数”，修改轨道根数。

半长轴(m)	6878137.000
偏心率	0.0
轨道倾角(deg)	45.0
升交点赤经(deg)	0
近拱点角距(deg)	0
真近点角(deg)	0

- (3) 点击【应用】，保存修改结果。
- (4) 在当前属性界面，点击“约束”—“基本”。
- (5) 修改“方位角(deg)”约束。

最小值	-30
最大值	30

(6) 修改“仰角(deg)”约束。

最小值	-45
最大值	45

(7) 勾选“视线约束”。

(8) 点击【应用】。

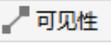
(9) 右击“对象” — “AccessExample” — “Satellite2”，点击【属性 】，点击【确定】。

3.2.4 查看二维和三维视图轨迹

(1) 点击【开始 】。

(2) 可查看二维和三维视图结果。

3.2.5 查看可见性计算结果

(1) 点击“工具” — 【可见性 】。

(2) 选择“访问对象”，点击【选择对象...】。

(3) 选择对象“Satellite1”，点击【确定】。

(4) 设置计算时间段。

开始历元(UTC)	2023-03-11 00:00:00.000
结束历元(UTC)	2023-03-12 00:00:00.000

(5) 选择“Satellite2”，点击【计算 】。

(6) 点击“报告” — 【可见性分析...】，可查看卫星可见时段报告，如图 3-3。

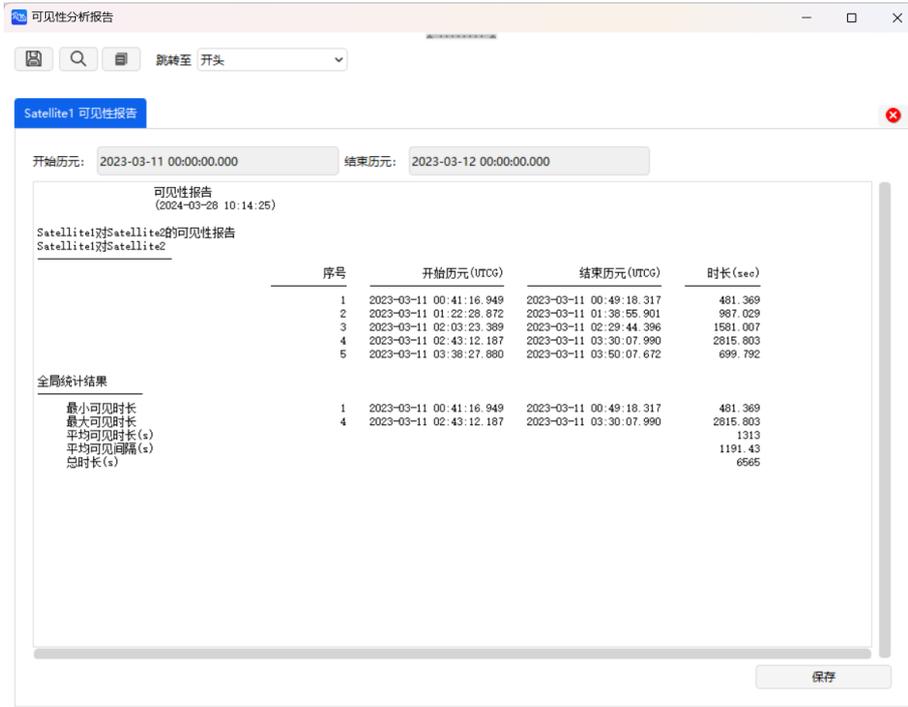


图 3-3 可见性分析报告

- (7) 点击【保存】，保存可见性分析报告。
- (8) 点击【关闭】。
- (9) 点击“图表” — 【AER 报告】，得到 AER 图表报告，如图 3-4。

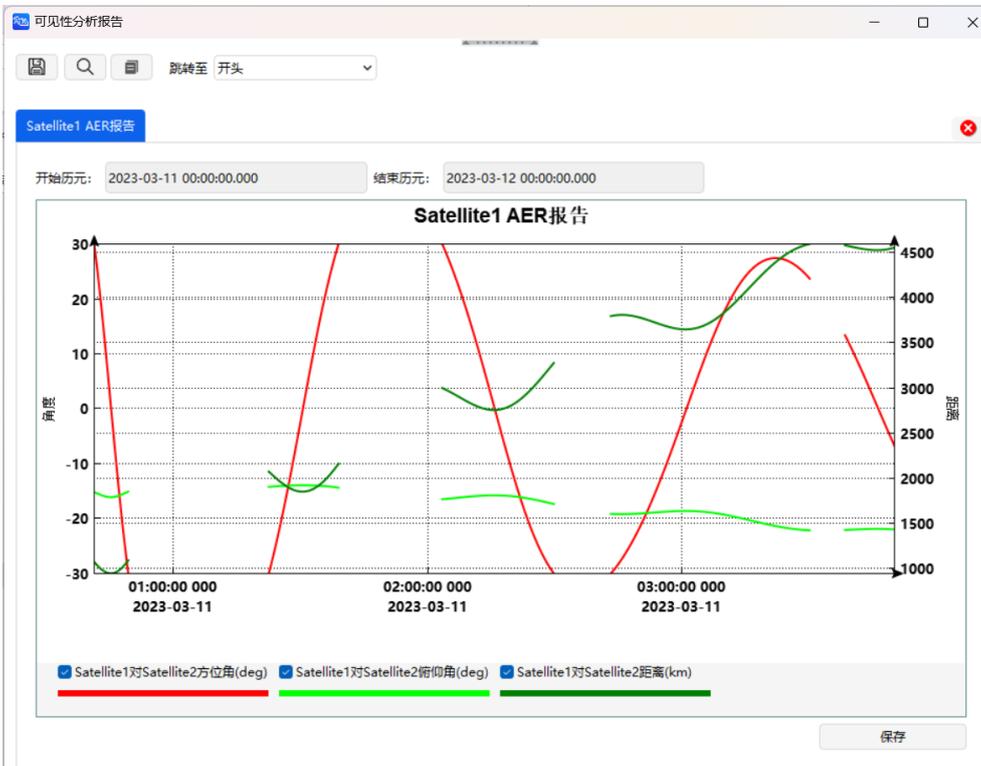


图 3-4 AER 图表报告

- (10) 点击【关闭】。

3.3 覆盖工具案例

覆盖工具可以分析一个或多个对象针对地面目标的覆盖性能，能够生成覆盖时间分析报告，同时可在不同的评估标准下对覆盖效果进行分析。

3.3.1 创建任务场景

- (1) 运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】。
- (2) 在“新建想定向导”中，设置场景“名称”为“CoverageExample”。
- (3) 设置场景时段。

开始历元(UTCG)	2023-03-11 00:00:00.000
结束历元(UTCG)	2023-03-12 00:00:00.000

- (4) 点击【确定】完成场景建立。

3.3.2 创建卫星对象

- (1) 点击工具栏“开始”中的【插入 】创建对象。
- (2) 选择“想定对象” — “Satellite”，“选择插入方式” — “轨道生成向导”。
- (3) 点击【插入…】。
- (4) 选择“轨道类型” — “回归轨道”。
- (5) 设置轨道参数。

大致高度(km)	500
轨道倾角(deg)	45
回归圈数	10
首个升交点经度(deg)	0

- (6) 点击【确定】。

3.3.3 添加传感器

- (1) 选择“附加对象” — “传感器”，“选择插入方式” — “插入默认类型”。
- (2) 点击【插入…】。
- (3) 选择对象“CoverageExample” — “Satellite1”。
- (4) 点击【确定】。
- (5) 右击“对象” — “CoverageExample” — “Sensor1”，点击【属性 】。
- (6) 选择“传感器类型” — “圆锥”。
- (7) 设置“半锥角(deg)”为“50”。
- (8) 点击【确定】。

3.3.4 创建覆盖目标

- (1) 点击工具栏“开始” — 【插入 】。

- (2) 选择“想定对象” — “地面站”，“选择插入方式” — “插入默认类型”。
- (3) 点击【插入...】。
- (4) 右击“对象” — “CoverageExample” — “Facility1”，点击【属性】。
- (5) 选择“类型” — “地理坐标”。
- (6) 设置地面站位置。

纬度(deg)	30
经度(deg)	110
高度(km)	0

- (7) 点击【确定】。

3.3.5 查看场景的二维和三维视图

- (1) 点击【开始 】。
- (2) 可查看二维和三维视图结果。

3.3.6 进行覆盖性分析

- (1) 点击“工具” — 【覆盖性  覆盖性】。
- (2) 选择“分析对象”，点击【选择对象...】。
- (3) 选择对象“Satellite1” — “Sensor1”，点击【确定】。
- (4) 设置计算时间段。

开始历元(UTC)	2023-03-11 00:00:00.000
结束历元(UTC)	2023-03-12 00:00:00.000

- (5) 选择“Facility1”，点击【计算  计算】。
- (6) 点击“报告” — 【覆盖分析...】，查看覆盖时段报告，如图 3-5。
- (7) 点击【保存】，保存可见性分析报告。
- (8) 点击【关闭】。
- (9) 点击“图表” — 【覆盖分析...】，查看可视化覆盖时段报告，如图 3-6。

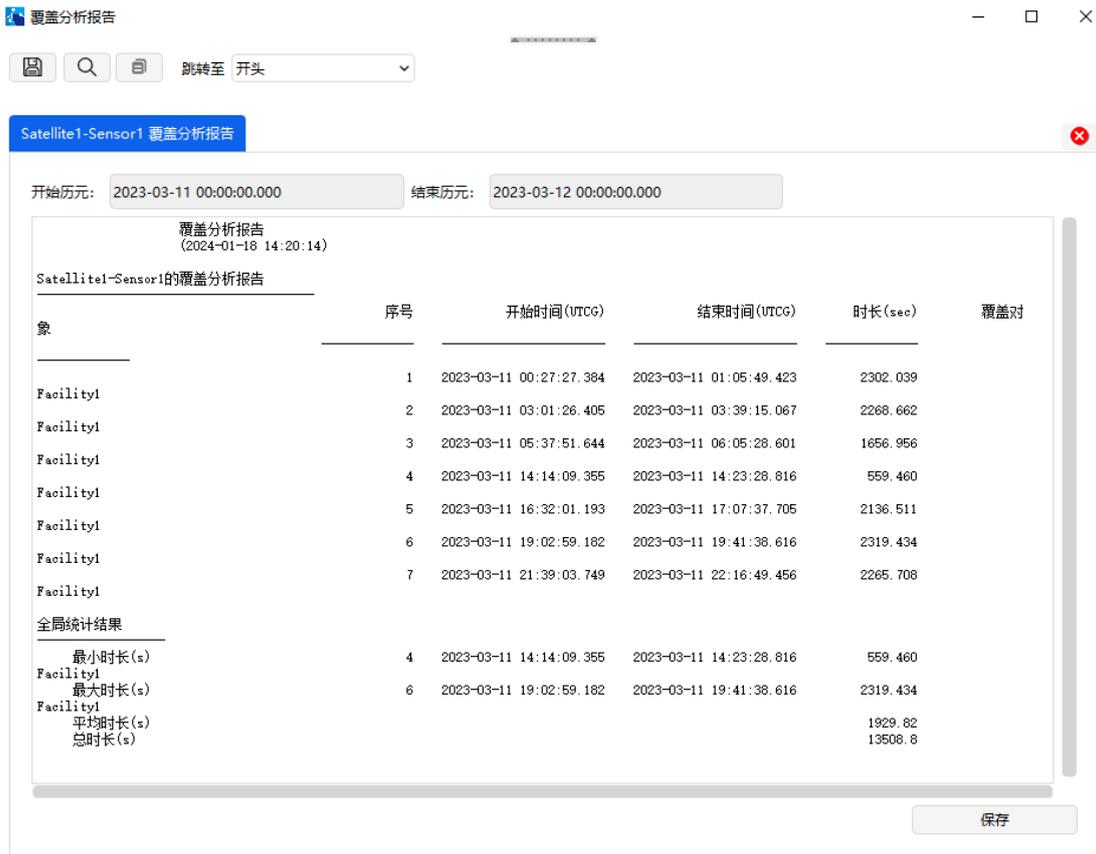


图 3-5 覆盖时段分析报告



图 3-6 覆盖时段分析图表报告

(10) 点击【关闭】。

3.3.7 覆盖品质分析

(1) 点击“品质参数” - 【覆盖定义...】。

(2) 选择“类型” — “重访时间” — “平均值”，如图 3-7。

(3) 点击【确定】，得到重访时间平均值。

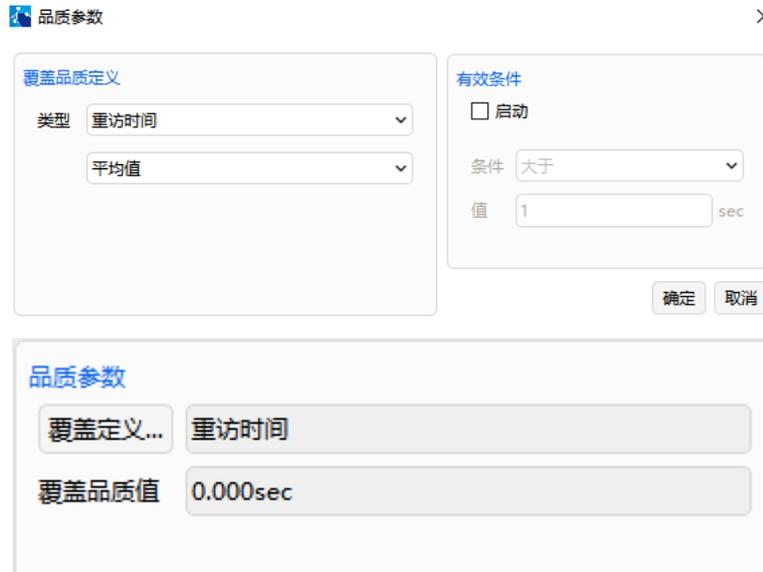


图 3-7 重访时间计算结果

3.4 轨道机动规划工具案例

3.4.1 霍曼转移

3.4.1.1 案例想定

考虑到速度增量的大小，霍曼转移是两个共面圆轨道之间转移最有效的两脉冲机动方法，霍曼转移使用椭圆转移轨道，其近拱点在内轨道，远拱点在外轨道。通过机动规划模块的脉冲机动建模和瞄准器设置，可以实现这一类问题的求解。本案例将介绍航天器从半径 6700 km 的圆轨道转移至半径为 42238 km 的圆轨道的霍曼转移设计过程。

3.4.1.2 任务控制序列说明

为了设计一个从半径为 6700 km 的停泊轨道转移到半径为 42238 km 的目标轨道的转移轨道，需要构建以下任务控制序列：

- (1) 一个初始段：定义半径为 6700 km 的初始停泊轨道。
- (2) 一个预报段：对停泊轨道进行外推。
- (3) 一个瞄准序列段：包含一个脉冲机动使航天器进入椭圆转移轨道。
- (4) 一个预报段：用于将航天器轨道外推至椭圆轨道的远地点。

(5) 一个瞄准序列段：包含一个脉冲机动使航天器进入目标圆轨道。

(6) 一个预报段：用于对目标圆轨道上的航天器轨道外推。

3.4.1.3 创建任务场景与对象

(1) 新建想定

运行 ATK.exe, 点击【新建一个想定文件】, 新建一个想定“Hohmann Transfer”。

(2) 设置仿真时间

在“ATK: 新建想定向导”弹窗中设置时间段, 点击【确定】完成场景建立。

开始历元(UTC)	2022-11-05 00:00:00.000000
结束历元(UTC)	2022-11-07 00:00:00.000000

(3) 创建及编辑卫星对象

1) 点击工具栏【开始】中的【插入  插入】创建卫星对象。

2) 选择“想定对象”——“卫星”, “选择插入方式”——“插入默认类型”, 点击【插入...】, 点击【关闭】。

3) 在左侧“对象”页面上, 右键单击卫星“Satellite1”, 选择【重命名  重命名】, 将其命名为“霍曼转移”。

4) 在左侧“对象”页面上, 右键单击卫星“霍曼转移”, 选择【属性  属性】, 出现卫星参数设置界面, 选择“轨道预报器”——“机动规划”。

3.4.1.4 定义初始轨道参数

如果任务控制序列已经有默认的初始段, 则直接进行定义, 否则点击【新增

 新增】按钮添加一个“初始段  初始段”, 将其命名为“Inner Orbit”。

(1) 轨道历元设置

设置“轨道历元 (UTCG)”——“5 Nov 2022 00:00:00.000”。

(2) 坐标相关设置

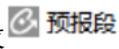
选择“坐标系”——“Earth CAsJ2000Axes”, “坐标类型”——“轨道根数”, 设置轨道根数。

半长轴	6700km
偏心率	0
轨道倾角	0°
升交点赤经 (RAAN)	0°
近拱点角距	0°
真近点角	0°

3.4.1.5 设置初始轨道预报段

(1) 定义预报段

如果任务控制序列已经有默认的预报段，则直接进行定义，否则点击【新增

】按钮添加一个“预报段 ”，将其命名为“Parking Orbit”。

(2) 轨道预报器设置

1) 点击“轨道预报”——【高级设置...】。

2) 选择“中心天体”——“Earth”，“引力”中选择“引力场模型”——“JGM3”，勾选“大气阻力摄动”——“采用”、“太阳光压摄动”——“采用”，勾选“三体摄动”——“太阳”、“三体摄动”——“月球”，并选择“点质量”模型；如图 3-8 所示。

3) 点击【确定】。

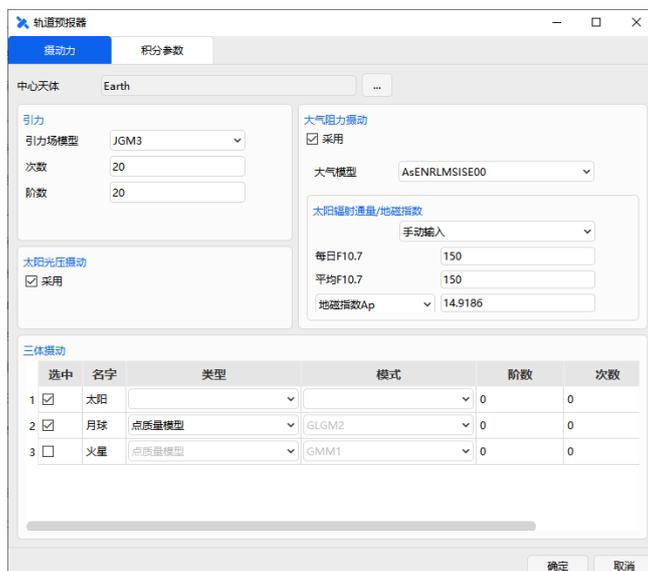


图 3-8 霍曼转移轨道预报段“Parking Orbit”摄动力设置

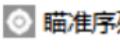
(3) 停止条件设置

1) 在“停止条件”中，点击【新建 】图标，选择“CASStopDuration”作为停止条件；

2) 设置“触发值”为“7200”sec。

3.4.1.6 机动进入椭圆转移轨道

(1) 定义瞄准序列段

1) 点击【新增 】按钮添加一个“瞄准序列段 ”，命名为“Start Transfer”；

2) 点击【新增 】按钮在“瞄准序列段 ”——“Start Transfer”嵌入一个“机动段 ”，命名为“DV1”。

(2) 选择变量

1) 选择“机动类型”——“脉冲”，“推力坐标轴”——“VNC”，坐标类型选择“直角坐标”；

2) 点击“V_x”文字段后方的勾选图标 ，将其勾选为设计变量 ；

3) 右键点击该机动段“DV1”，选择“约束配置...”，双击选择“Keplerian Elems”——“CStateCalcRadiusOfApoapsis”作为目标变量，点击【确定】。

(3) 设置瞄准器

选中“Start Transfer”，单击“配置”——【】按钮，选择“微分修正一”，单击【确定】；双击“配置”——“配置类型”——“微分修正一”，进入瞄准器设置界面。

1) 分别点击“控制变量”和“约束”中“使用”栏下的方框勾选使用的变量和约束；

控制变量	ImpulseX
约束	StateCalcRadiusOfApoapsis

2) 在“约束”——“期望值”一栏中填写远地点地心距的期望值为 42238 km，“摄动量”、“收敛误差”、“最大步长”等参数选择为默认参数；

3) 设置完毕后点击【确定】，然后再进入瞄准器设置界面即可看到用户设置后的结果。

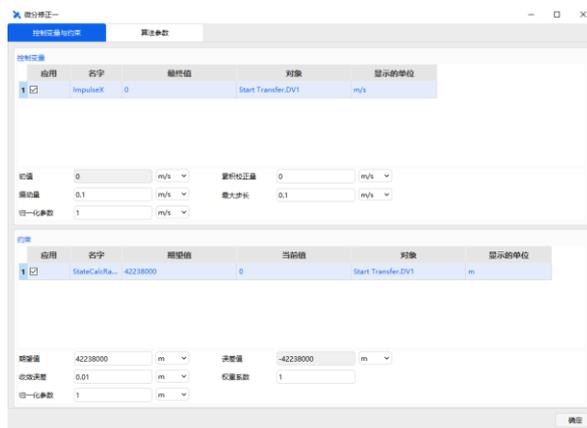


图 3-9 霍曼转移轨道瞄准序列段“Start Transfer”瞄准器设置

3.4.1.7 设置椭圆转移轨道预报段

(1) 定义预报段

点击【新增 】按钮在“瞄准序列段  瞄准序列段”——“Start Transfer”后添加一个“预报段 ”，命名为“Ellipse Transfer”，即为过渡的椭圆轨道。

(2) 轨道预报器设置

1) 点击“轨道预报”——【高级设置...】；

2)选择“中心天体”——“Earth”，“引力”中选择“引力场模型”——“JGM3”，勾选“大气阻力摄动”——“采用”、“太阳光压摄动”——“采用”，勾选“三体摄动”——“太阳”、“三体摄动”——“月球”，并选择“点质量”模型；

3) 点击【确定】。

(3) 停止条件设置

在“停止条件”，点击【新建 】图标，勾选“CAsStopApoapsis”作为停止条件。

3.4.1.8 机动进入目标圆轨道

(1) 定义瞄准序列段

1) 点击【新增 】按钮在“预报段 ”——“Ellipse Transfer”后插入一个“瞄准序列段  瞄准序列段”，将其命名为“Final Transfer”；

2) 在该序列段内点击【新增  新增】按钮在“瞄准序列段  瞄准序列段”——“Final Transfer”嵌入一个“机动段  机动段”，命名为“DV2”。

(2) 选择变量

1) 选择“机动类型”——“脉冲”，“推力坐标轴”——“VNC”，坐标类型选择“直角坐标”；

2) 点击“VX”文字段后方的勾选图标 ，将其勾选为设计变量 ；

3) 右键点击该机动段“DV2”，选择“约束配置...”，双击选择“Keplerian El-ems”——“CStateCalcEccentricity”作为目标变量，点击【确定】。

(3) 设置瞄准器

选中“Final Transfer”，单击“配置”——【】按钮，选择“微分修正一”，单击【确定】；双击“配置”——“配置类型”——“微分修正一”，进入瞄准器设置界面。

1) 分别点击“控制变量”和“约束”中“使用”栏下的方框勾选使用的控制变量和约束；

控制变量	ImpulseX
约束	StateCalcEccentricity

2) 在“约束”——“期望值”一栏中填写偏心率的期望值为0，在“约束”——“收敛误差”更改偏心率的收敛误差为0.001，“摄动量”、“最大步长”等参数可选择为默认参数；

3) 设置完毕后点击【确定】，然后再进入瞄准器设置界面即可看到用户设置

后的结果。

3.4.1.9 设置目标圆轨道预报段

(1) 定义预报段

点击【新增 ▾】按钮在“瞄准序列段  “瞄准序列段” —— “Final Transfer” 后插入一个“预报段 ”，命名为“Final Orbit”。

(2) 轨道预报器设置

- 1) 点击“轨道预报” —— 【高级设置...】;
- 2) 选择“中心天体” —— “Earth”，“引力”中选择“引力场模型” —— “JGM3”，勾选“大气阻力摄动” —— “采用”、“太阳光压摄动” —— “采用”，勾选“三体摄动” —— “太阳”、“三体摄动” —— “月球”，并选择“点质量”模型；
- 3) 点击【确定】。

(3) 停止条件设置

在“停止条件”点击【新建 】图标，勾选“CAStopDuration”作为停止条件。触发值设置为“172800” sec。

3.4.1.10 运行任务控制序列

当整个任务控制序列构建完毕后，可以单击左侧段节点区的白色方框  选择“预报段”和“机动段”的颜色，设置完毕后左侧的段节点操作区如图 3-10 所示。

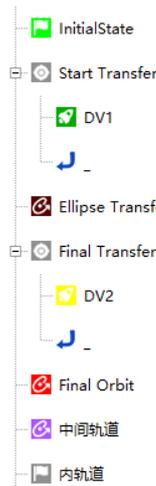


图 3-10 霍曼转移轨道段节点操作区

(1) 运行结果显示

- 1) 点击【运行 】按钮，任务控制序列开始计算。可以点击【显示 】按钮，查看运行结果。

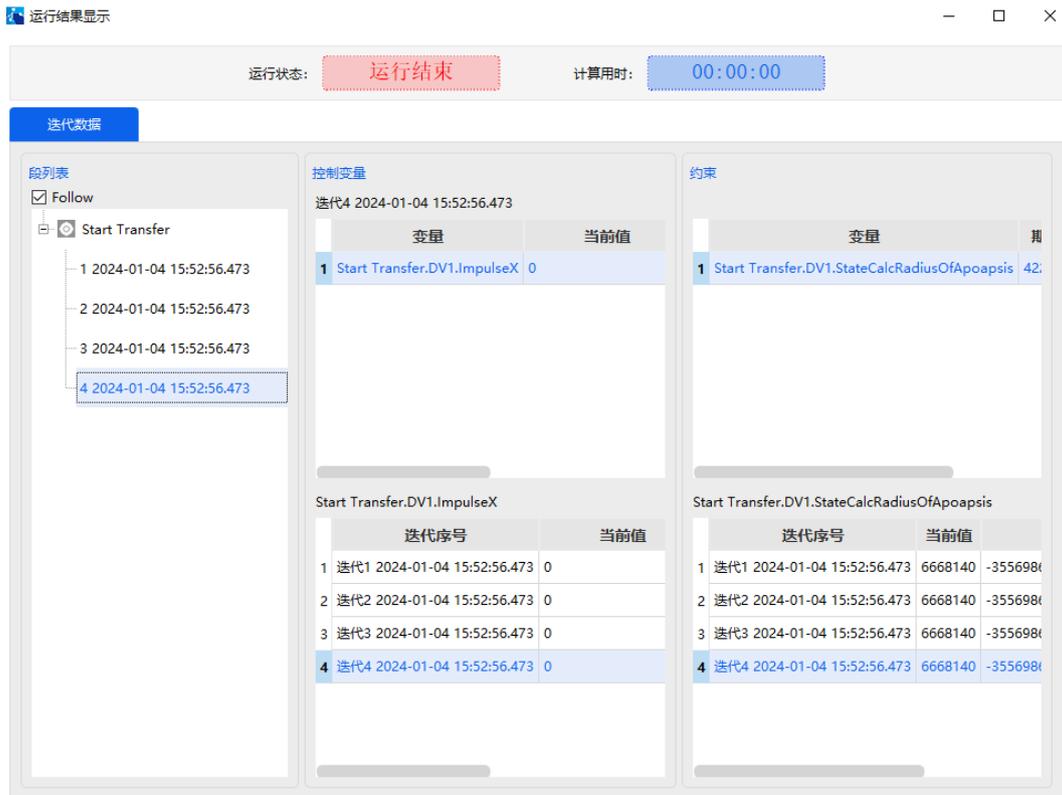


图 3-11 霍曼转移轨道运行结果显示

2) 分别点击左侧“段列表”的“瞄准序列段”  “瞄准序列段”，可查看任务控制序列中瞄准序列段的运行结果。

Start Transfer		当前值
控制变量	ImpulseX	2416.7305 m/s
约束	CStateCalcRadiusOfApoapsis	42238 km

Final Transfer		当前值
控制变量	ImpulseX	1465.6587 m/s
约束	StateCalcEccentricity	4.7151×10^{-7}

(2) 三维视图显示

点击【视图】下的【三维视图  三维视图】按钮，再点击【回放】，操作“时间视图”中的时间轴，可查看轨道形状。

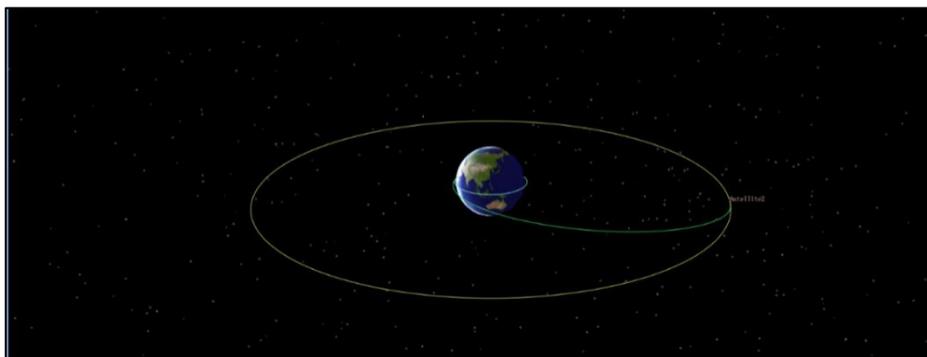


图 3-12 霍曼转移轨道 3D 轨迹示意图

3.4.2 LEO 到 GEO 快速转移轨道

3.4.2.1 案例想定

本案例的目的是将一颗卫星从半径 6700km 的近地停泊轨道快速转移到半径为 42164.197km 的地球静止轨道。

虽然霍曼转移是在这种情况下使用的最有效的双脉冲机动，但它同时也是最慢的机动之一。当规划中减少飞行时间是最重要的任务时（例如交会或者拦截），可以采取快速轨道转移。这种机动比霍曼转移要快得多，同时也会消耗更多燃料。

3.4.2.2 任务控制序列说明

为了设计一个从半径为 6700km 的近地停泊轨道转移到半径为 42164.197km 的目标轨道的快速转移轨道，需要构建以下任务序列：

- (1) 一个初始段：定义半径为 6700km 的初始停泊轨道。
- (2) 一个预报段：对停泊轨道进行外推。
- (3) 一个瞄准序列段：包含一个脉冲机动使航天器进入大椭圆转移轨道。
- (4) 一个预报段：用于将航天器轨道外推至椭圆轨道的指定点。
- (5) 一个瞄准序列段：包含一个脉冲机动使航天器缩短转移轨道并进入外圆轨道（快速转移）。
- (6) 一个预报段：用于对目标圆轨道上的航天器轨道外推。

3.4.2.3 创建任务场景与对象

(1) 新建想定

运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】新建一个想定“Fast Transfer”。

(2) 设置仿真时间

1) 在“ATK: 新建想定向导”中设置“开始历元”为 2022-11-05 00:00:00.000000，“结束历元”为 2022-11-07 00:00:00.000000。

2) 点击【确定】完成场景建立。

(3) 创建及编辑卫星对象

1) 点击工具栏【开始】中的【插入 】创建卫星对象。

2) 选择“想定对象”——“卫星  ”，“选择插入方式”——“插入默认类型”，点击【插入...】，点击【关闭】。

3) 在左侧“对象”页面上，右键单击卫星“Satellite1”，选择【重命名  重命名】，将其命名为“FastTransfer”。

4) 在左侧“对象”页面上，右键单击卫星“FastTransfer”，选择【属性 】，出现卫星参数设置界面，选择“轨道预报器”——“机动规划”。

3.4.2.4 定义初始轨道参数

如果任务控制序列已经有默认的初始段，则直接进行定义，否则点击【新增

 新增】按钮添加一个“初始段 ”，将其命名为“Inner Orbit”。

(1) 轨道历元设置

设置“轨道历元 (UTCG)”——“5 Nov 2022 00:00:00.000”。

(2) 坐标相关设置

选择“坐标系”——“Earth CAsJ2000Axes”，“坐标类型”——“轨道根数”，设置轨道根数。

半长轴	6700km
偏心率	0
轨道倾角	0°
升交点赤经 (RAAN)	0°
近拱点角距	0°
真近点角	0°

3.4.2.5 设置初始轨道预报段

(1) 定义预报段

如果任务控制序列已经有默认的预报段，则直接进行定义，否则点击【新增

 新增】按钮添加一个“预报段 ”，将其命名为“Parking Orbit”。

(2) 轨道预报器设置

1) 点击“轨道预报”——【高级设置...】。

2) 选择“中心天体”——“Earth”，“引力”中选择“引力场模型”——“JGM3”，勾选“大气阻力摄动”——“采用”、“太阳光压摄动”——“采用”，勾选“三体摄动”——“太阳”、“三体摄动”——“月球”，并选择“点质量”模型。

3) 点击【确定】。

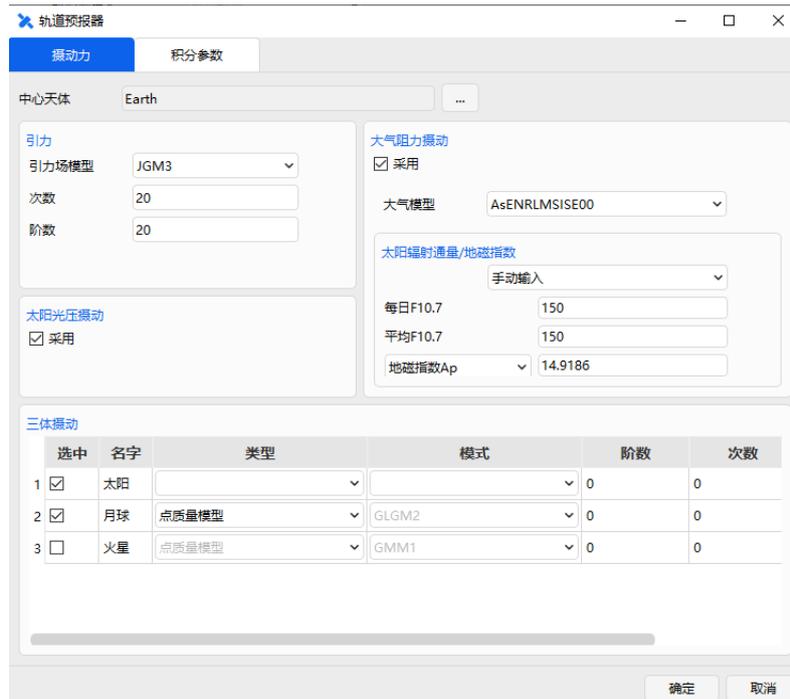


图 3-13 快速转移轨道预报段“Parking Orbit”摄动力设置

(3) 停止条件设置

1) 在“停止条件”中，点击【新建 】图标，选择“CAStopDuration”作为停止条件。

2) 设置“触发值”为“7200” sec。

3.4.2.6 机动进入椭圆转移轨道

(1) 定义瞄准序列段

1) 点击【新增 】按钮添加一个“瞄准序列段  瞄准序列段”，命名为“Start Transfer”。

2) 点击【新增 】按钮在“瞄准序列段  瞄准序列段”——“Start Transfer”嵌入一个“机动段”，命名为“DV1”。

(2) 选择变量

1) 选择“机动类型”——“脉冲”，“推力坐标轴”——“VNC”，坐标类型选择“直角坐标”。

2) 点击“VX”文字段后方的勾选图标  将其勾选为设计变量 。

3) 右键点击该机动段“DV1”，选择“约束配置...”，双击选择“Keplerian Elms”——“CStateCalcRadiusOfApoapsis”作为目标变量，点击【确定】。

(3) 设置瞄准器

选中“Start Transfer”，单击“配置”——【】按钮，选择“微分修正一”，单击【确定】。双击“配置”——“配置类型”——“微分修正一”，进入瞄准器设置界面。

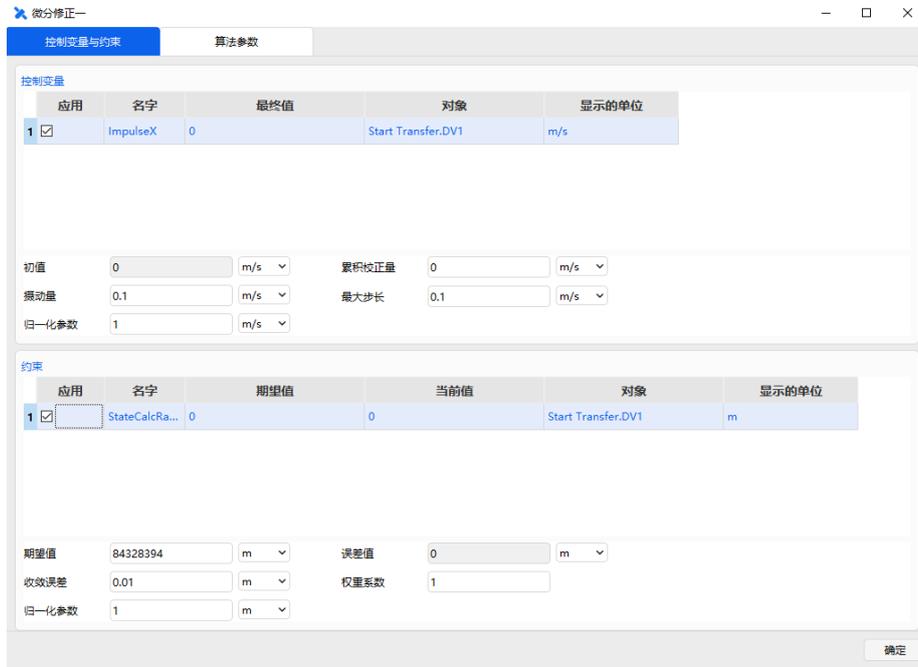


图 3-14 快速转移轨道瞄准序列段“Start Transfer”瞄准器设置

1) 分别点击“控制变量”和“约束”中“使用”栏下的方框勾选使用的变量和约束。

控制变量	ImpulseX
约束	CStateCalcRadiusOfApoapsis

2) 在“约束”——“期望值”一栏中填写远地点地心距的期望值为 84328394m，“摄动量”、“收敛误差”、“最大步长”等参数选择为默认参数。

3) 设置完毕后单击【确定】，然后再进入瞄准器设置界面即可看到用户设置后的结果。

3.4.2.7 设置椭圆转移轨道预报段

(1) 定义预报段

点击【新增 】按钮在“瞄准序列段  ”——“Start Transfer”后添加一个“预报段 ”，命名为“Ellipse Transfer”，即为过渡的椭圆轨道。

(2) 轨道预报器设置

- 1) 点击“轨道预报器”——【高级设置...】。
- 2) 选择“中心天体”——“Earth”，“引力”中选择“引力场模型”——“JGM3”，勾选“大气阻力摄动”——“采用”、“太阳光压摄动”——“采用”，勾选“三

体摄动”——“太阳”、“三体摄动”——“月球”，并选择“点质量”模型。

3) 点击【确定】。

(3) 停止条件设置

在“停止条件”，点击【新建 】图标，勾选“CAsStopRMagnitude”作为停止条件，设置触发值为 42164197m。

3.4.2.8 机动进入目标圆轨道

(1) 定义瞄准序列段

1) 点击【新增 】按钮在“预报段 ”——“Ellipse Transfer”后插入一个“瞄准序列段  瞄准序列段”，将其命名为“Final Transfer”。

2) 在该序列段内点击【新增 】按钮在“瞄准序列段  瞄准序列段”——“Final Transfer”嵌入一个“机动段 ”，命名为“DV2”。

(2) 选择变量

1) 选择“机动类型”——“脉冲”，“推力坐标轴”——“VNC”，坐标类型选择“直角坐标”。

2) 点击“VX”和“Vz”文字段后方的勾选图标  将其勾选为设计变量。

3) 右键点击该机动段“DV2”，选择“约束配置...”，双击选择“Keplerian El-ems”——“CStateCalcEccentricity”作为目标变量，点击【确定】。

(3) 设置瞄准器

选中“Final Transfer”，单击“配置”——【】按钮，选择“微分修正一”，单击【确定】。双击“配置”——“配置类型”——“微分修正一”，进入瞄准器设置界面。

1) 分别点击“控制变量”和“约束”中“使用”栏下的方框勾选使用的控制变量和约束。

控制变量	ImpulseX
控制变量	ImpulseZ
约束	CStateCalcEccentricity

2) 在“控制变量”——“最大步长”一栏中更改最大步长为 300，在“约束”——“期望值”一栏中填写偏心率的期望值为 0，在“约束”——“收敛误差”更改偏心率的收敛误差为 0.001，“摄动量”等参数可选择为默认参数。

3) 设置完毕后点击【确定】，然后再进入瞄准器设置界面即可看到用户设置后的结果。

3.4.2.9 设置目标圆轨道预报段

(1) 定义预报段

点击【新增 】按钮在“瞄准序列段  瞄准序列段 ”——“Final Transfer”

后插入一个“预报段 ”，命名为“Final Orbit”。

(2) 轨道预报器设置

1) 点击“轨道预报器”——【高级设置...】。

2) 选择“中心天体”——“Earth”，“引力”中选择“引力场模型”——“JGM3”，勾选“大气阻力摄动”——“采用”、“太阳光压摄动”——“采用”，勾选“三体摄动”——“太阳”、“三体摄动”——“月球”，并选择“点质量”模型。

3) 点击【确定】。

(3) 停止条件设置

在“停止条件”点击【新建 】图标，勾选“CAsStopDuration”作为停止条件。触发值设置为“172800” sec。

3.4.2.10 运行任务控制序列

当整个任务控制序列构建完毕后，可以单击左侧段节点区的白色方框  选择“预报段”和“机动段”的颜色，设置完毕后左侧的段节点操作区呈现为如图 3-15 所示。

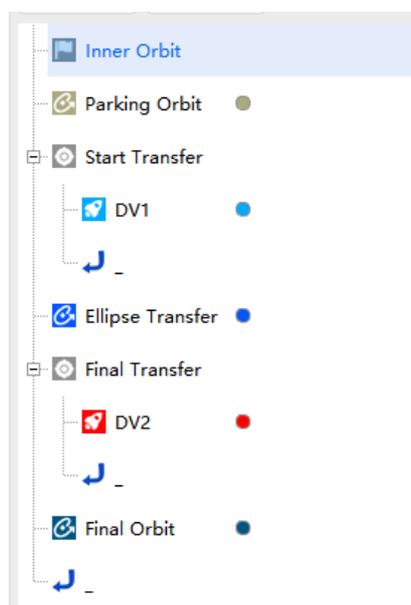


图 3-15 快速转移轨道段节点操作区

(1) 运行结果显示

1) 点击【运行 】按钮，任务控制序列开始计算。可以点击【显示 】按钮，查看运行结果。

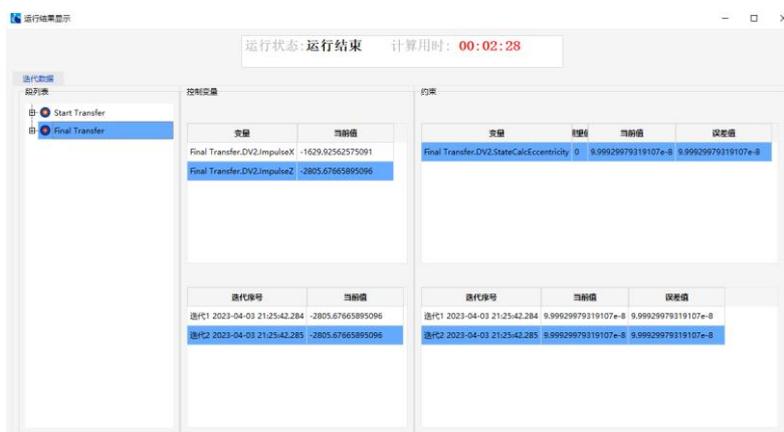


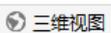
图 3-16 快速转移轨道运行结果显示

2) 分别点击左侧“段列表”的“瞄准序列段 ”，可查看任务控制序列中瞄准序列段的运行结果。

Start Transfer		当前值
控制变量	ImpulseX	2791.5237 m/s
约束	CStateCalcRadiusOfApoapsis	84328.394 km

Final Transfer		当前值
控制变量	ImpulseX	-1619.9256 m/s
控制变量	ImpulseZ	-2805.6767 m/s
约束	StateCalcEccentricity	9.9992×10^{-7}

(2) 三维视图显示

点击【视图】下的【三维视图 】按钮，操作“时间视图”中的时间轴，可查看轨道形状，如图 3-17 所示。

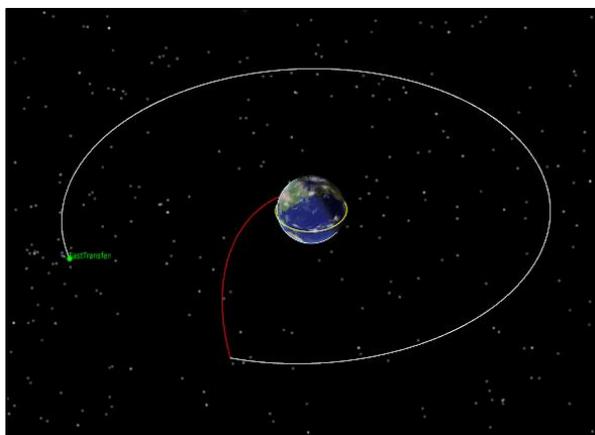


图 3-17 快速转移轨道 3D 轨迹示意图

(3) 运行结果分析

“DV2”中“VX”和“VZ”的值是负数是因为该案例是转移到一个能量较低的轨道并且减速。

就脉冲速度变化而言,快速转移的成本更高,但所需时间比霍曼转移少得多。

3.4.3 倾角改变与瞄准轨道

3.4.3.1 案例想定

倾角改变与瞄准是轨道改变的单脉冲机动方法。可以通过机动规划模块的脉冲机动建模能力和瞄准器实现这一类问题的求解。本案例将介绍航天器从半径 6570km、倾角为 28 度的圆轨道转移至半径为 42160km、倾角为 28 度的圆轨道的霍曼转移,并在升交点变轨至倾角为 0 度的圆轨道的设计过程。

3.4.3.2 任务控制序列说明

为了设计一个从半径为 6570km、倾角为 28 度的停泊轨道转移到半径为 42160km、倾角为 28 度的圆轨道的转移轨道,并在升交点变轨至倾角为 0 度的目标圆轨道,需要构建以下任务序列:

- (1) 一个初始段: 定义半径为 6570km、倾角为 28 度的停泊轨道。
- (2) 一个预报段: 对停泊轨道进行外推。
- (3) 一个瞄准序列段: 包含一个脉冲机动使航天器进入椭圆转移轨道。
- (4) 一个预报段: 用于将航天器轨道外推至椭圆轨道的远地点。
- (5) 一个瞄准序列段: 包含一个脉冲机动使航天器进入圆轨道。
- (6) 一个预报段: 用于对圆轨道上的航天器轨道外推至第二次经过升交点。
- (7) 一个瞄准序列段: 包含一个脉冲机动使航天器自升交点进入目标圆轨道。
- (8) 一个预报段: 用于对目标圆轨道上的航天器轨道外推。

3.4.3.3 创建任务场景与对象

(1) 新建想定

运行 ATK.exe, 点击【新建一个想定文件】新建一个想定“**InclinationChange**”。

(2) 设置仿真时间

- 1) 在“ATK: 新建想定向导”中设置“开始历元”为 2022-11-05 00:00:00.000000, “结束历元”为 2022-11-08 00:00:00.000000。
- 2) 点击【确定】完成场景建立。

(3) 创建及编辑卫星对象

- 1) 点击工具栏【开始】中的【插入  插入】创建卫星对象。

2) 选择“想定对象”——“卫星 ”，“选择插入方式”——“插入默认类型”，点击【插入...】，点击【关闭】。

3) 在左侧“对象”页面上，右键单击卫星“Satellite1”，选择【重命名  重命名】，将其命名为“SatInclinationChange”。

4) 在左侧“对象”页面上，右键单击卫星“SatInclinationChange”，选择【属性 】，出现卫星参数设置界面，选择“轨道预报器”——“机动规划”。

3.4.3.4 定义初始轨道参数

如果任务控制序列已经有默认的初始段，则直接进行定义，否则点击【新增  新增】按钮添加一个“初始段 ”，将其命名为“28 deg Inclined Orbit”。

(1) 轨道历元设置

设置“轨道历元（UTCG）”——“5 Nov 2022 00:00:00.000”。

(2) 坐标相关设置

选择“坐标系”——“Earth CAsJ2000Axes”，“坐标类型”——“轨道根数”，设置轨道根数。

半长轴	6570 km
偏心率	0
轨道倾角	28°
升交点赤经（RAAN）	0°
近拱点角距	0°
真近点角	0°

3.4.3.5 设置初始轨道预报段

(1) 定义预报段

如果任务控制序列已经有默认的预报段，则直接进行定义，否则点击【新增  新增】按钮添加一个“预报段 ”，将其命名为“Propagate 2 hours”。

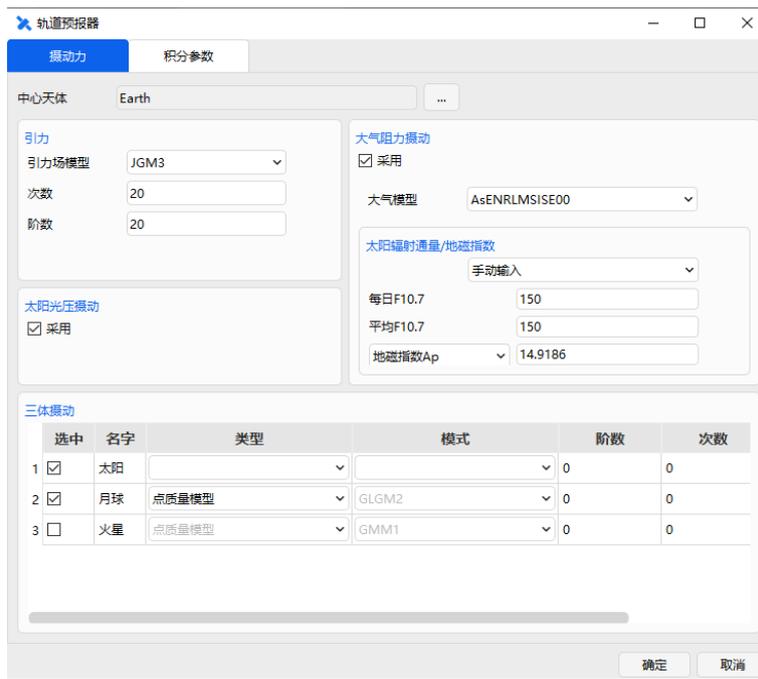


图 3-18 倾角改变与瞄准轨道预报段“Propagate 2 hours”摄动力设置

(2) 轨道预报器设置

- 1) 点击“轨道预报器”——【高级设置...】。
- 2) 选择“中心天体”——“Earth”，“引力”中选择“引力场模型”——“JGM3”，勾选“大气阻力摄动”——“采用”、“太阳光压摄动”——“采用”，勾选“三体摄动”——“太阳”、“三体摄动”——“月球”，并选择“点质量”模型。
- 3) 点击【确定】。

(3) 停止条件设置

- 1) 在“停止条件”中，点击【新建 】图标，选择“CAStopDuration”作为停止条件。
- 2) 设置“触发值”为“7200” sec。

3.4.3.6 机动进入椭圆转移轨道

(1) 定义瞄准序列段

- 1) 点击【新增 】按钮添加一个“瞄准序列段  瞄准序列段”，命名为“Begin Hohmann”。
- 2) 点击【新增 】按钮在“瞄准序列段  瞄准序列段”——“Begin Hohmann”嵌入一个“机动段 ”，命名为“DV1”。

(2) 选择变量

- 1) 选择“机动类型”——“脉冲”，“推力坐标轴”——“VNC”，坐标类型

选择“直角坐标”。

2) 点击“V_x”文字段后方的勾选图标 将其勾选为设计变量 。

3) 右键点击该机动段“DV1”，选择“约束配置...”，双击选择“Keplerian Elems”——“CStateCalcRadiusOfApoapsis”作为目标变量，点击【确定】。

(3) 设置瞄准器

选中“Begin Hohmann”，单击“配置”——【】按钮，选择“微分修正一”，单击【确定】。双击“配置”——“配置类型”——“微分修正一”，进入瞄准器设置界面。

1) 分别点击“控制变量”和“约束”中“使用”栏下的方框勾选使用的变量和约束。

控制变量	ImpulseX
约束	StateCalcRadiusOfApoapsis

2) 在“约束”——“期望值”一栏中填写远地点地心距的期望值为 42160000m，“摄动量”、“收敛误差”、“最大步长”等参数选择为默认参数。

3) 设置完毕后点击【确定】，然后再进入瞄准器设置界面即可看到用户设置后的结果，如图 3-19 所示。

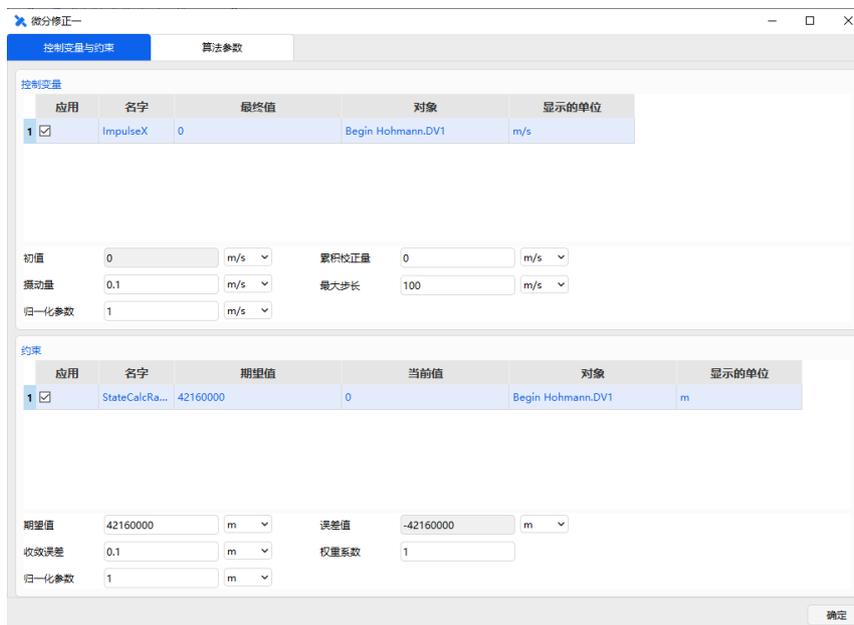


图 3-19 倾角改变与瞄准轨道瞄准序列段“Begin Hohmann”瞄准器设置

3.4.3.7 设置椭圆转移轨道预报段

(1) 定义预报段

点击【新增 】按钮在“瞄准序列段  瞄准序列段”——“Begin Hohmann”

后添加一个“预报段”，命名为“To Apogee”，即为过渡的椭圆轨道。

(2) 轨道预报器设置

1) 点击“轨道预报器”——【高级设置...】。

2) 选择“中心天体”——“Earth”，“引力”中选择“引力场模型”——“JGM3”，勾选“大气阻力摄动”——“采用”、“太阳光压摄动”——“采用”，勾选“三体摄动”——“太阳”、“三体摄动”——“月球”，并选择“点质量”模型。

3) 点击【确定】。

(3) 停止条件设置

在“停止条件”，点击【新建】图标，勾选“CAsStopApoapsis”作为停止条件。

3.4.3.8 机动进入过渡圆轨道

(1) 定义瞄准序列段

1) 点击【新增】按钮在“预报段”——“To Apogee”后插入一个“瞄准序列段 瞄准序列段”，将其命名为“Finish Hohmann”。

2) 在该序列段内点击【新增】按钮在“瞄准序列段 瞄准序列段”——“Finish Hohmann”嵌入一个“机动段”，命名为“DV2”。

(2) 选择变量

1) 选择“机动类型”——“脉冲”，“推力坐标轴”——“VNC”，坐标类型选择“直角坐标”。

2) 点击“V_x”文字段后方的勾选图标 将其勾选为设计变量.

3) 右键点击该机动段“DV2”，选择“约束配置...”，双击选择“Keplerian Elems”——“CStateCalcEccentricity”作为目标变量，点击【确定】。

(3) 设置瞄准器

选中“Finish Hohmann”，单击“配置”——【】按钮，选择“微分修正一”，单击【确定】。双击“配置”——“配置类型”——“微分修正一”，进入瞄准器设置界面。

1) 分别点击“控制变量”和“约束”中“使用”栏下的方框勾选使用的控制变量和约束。

控制变量	ImpulseX
约束	CStateCalcEccentricity

2) 在“约束”——“期望值”一栏中填写偏心率的期望值为 0，在“约束”——“收敛误差”更改偏心率的收敛误差为 0.001，“摄动量”、“最大步长”等参数可选择为默认参数。

3) 设置完毕后点击【确定】，然后再进入瞄准器设置界面即可看到用户设置后的结果。

3.4.3.9 设置过渡圆轨道预报段

(1) 定义预报段

点击【新增 】按钮在“瞄准序列段  ”——“Finish Hohmann”后插入一个“预报段 ”，命名为“To Ascending Node”。

(1) 轨道预报器设置

1) 点击“轨道预报器”——【高级设置...】。

2) 选择“中心天体”——“Earth”，“引力”中选择“引力场模型”——“JGM3”，勾选“大气阻力摄动”——“采用”、“太阳光压摄动”——“采用”，勾选“三体摄动”——“太阳”、“三体摄动”——“月球”，并选择“点质量”模型。

3) 点击【确定】。

(2) 停止条件设置

在“停止条件”点击【新建 】图标，勾选“CAStopAscendingNode”作为停止条件，“重复次数”设置为 2。

3.4.3.10 机动进入目标圆轨道

(1) 定义瞄准序列段

1) 点击【新增 】按钮在“预报段 ”——“To Ascending Node”后插入一个“瞄准序列段 ”，将其命名为“Simple Plane Change”。

2) 在该序列段内点击【新增 】按钮在“瞄准序列段  ”——“Simple Plane Change”嵌入一个“机动段 ”，命名为“DV3”。

(2) 选择变量

1) 选择“机动类型”——“脉冲”，“推力坐标轴”——“VNC”，坐标类型选择“直角坐标”。

2) 点击“ V_x ”和“ V_y ”文字段后方的勾选图标  将其勾选为设计变量 。

3) 右键点击该机动段“DV3”，选择“约束配置...”，双击选择“Keplerian

Elms”——“CStateCalcEccentricity”和“Keplerian Elms”——“CStateCalcInclination”作为目标变量，点击【确定】。

(3) 设置瞄准器

选中“Simple Plane Change”，单击“配置”——【】按钮，选择“微分修正一”，单击【确定】。双击“配置”——“配置类型”——“微分修正一”，进入瞄准器设置界面。

1) 分别点击“控制变量”和“约束”中“使用”栏下的方框勾选使用的控制变量和约束。

控制变量	ImpulseX
控制变量	ImpulseY
约束	CStateCalcEccentricity
约束	CStateCalcInclination

2) 在“约束”——“期望值”一栏中填写偏心率的期望值为 0、倾角的期望值为 0，在“约束”——“收敛误差”更改偏心率的收敛误差为 0.001、倾角的收敛误差为 0，“摄动量”、“最大步长”等参数可选择为默认参数。

3) 设置完毕后点击【确定】，然后再进入瞄准器设置界面即可看到用户设置后的结果。

3.4.3.11 设置目标圆轨道预报段

(1) 定义预报段

点击【新增 】按钮在“瞄准序列段  ”——“Simple Plane Change”后插入一个“预报段 ”，命名为“Propagate 36 hours”。

(1) 轨道预报器设置

1) 点击“轨道预报器”——【高级设置...】。

2) 选择“中心天体”——“Earth”，“引力”中选择“引力场模型”——“JGM3”，勾选“大气阻力摄动”——“采用”、“太阳光压摄动”——“采用”，勾选“三体摄动”——“太阳”、“三体摄动”——“月球”，并选择“点质量”模型。

3) 点击【确定】。

(2) 停止条件设置

在“停止条件”点击【新建 】图标，勾选“CAsStopDuration”作为停止条件。触发值设置为“129600” sec。

3.4.3.12 运行任务控制序列

当整个任务控制序列构建完毕后，可以单击左侧段节点区的白色方框 选

择“预报段”和“机动段”的颜色，设置完毕后左侧的段节点操作区呈现为如图 3-20 所示。

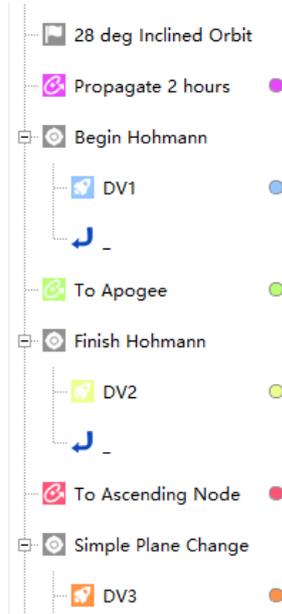


图 3-20 倾角改变与瞄准轨道段节点操作区

(1) 运行结果显示

1) 点击【运行 】按钮，任务控制序列开始计算。可以点击【显示 】按钮，查看运行结果。

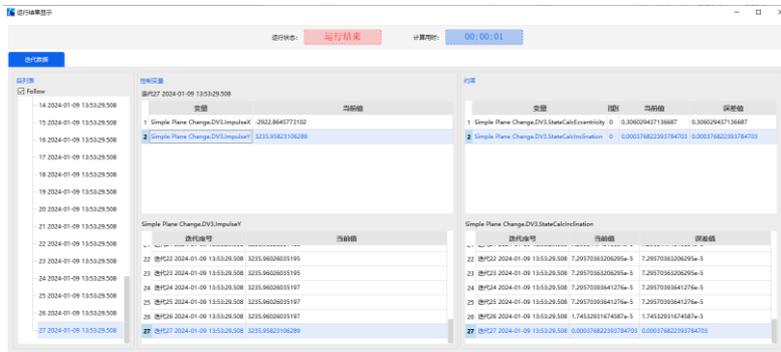


图 3-21 倾角改变与瞄准轨道运行结果显示

2) 分别点击左侧“段列表”的“瞄准序列段 ”，可查看任务控制序列中瞄准序列段的运行结果。

Begin Hohmann		当前值
控制变量	ImpulseX	2456.4282 m/s
约束	CStateCalcRadiusOfApoapsis	42160 km

Finish Hohmann		当前值
控制变量	ImpulseX	1480.0541 m/s
约束	CStateCalcEccentricity	4.9644×10^{-7}

Simple Plane Change		当前值
控制变量	ImpulseX	-359.9320 m/s
控制变量	ImpulseZ	-1444.5803 m/s
约束	CStateCalcInclination	4.5211×10^{-7}
约束	CStateCalcEccentricity	1.4978×10^{-7}

(2) 三维视图显示

点击【视图】下的【三维视图 】按钮，操作“时间视图”中的时间轴，可查看轨道形状，如图 3-22 所示。

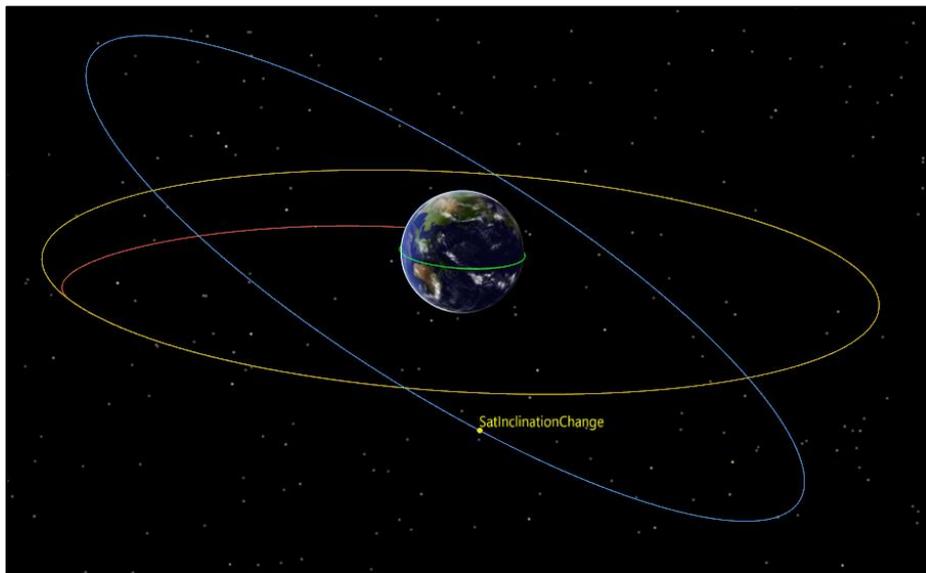


图 3-22 倾角改变与瞄准轨道 3D 轨迹示意图

3.4.4 基于自由返回轨道的地月转移

3.4.4.1 案例想定

自由返回轨道是从地球出发，在不施加机动的情况下，能够安全返回地球的轨道，包括地月转移和月地返回两部分。此类轨道安全性较高，常被用于载人月球探测任务中。本案例将介绍航天器从近地轨道出发，到达高度为 100km 的近月点，然后返回至高度为 50km 的近地点，并满足轨道倾角为 43 度的自由返回过程。介绍基于自由返回轨道的地月转移部分，施加轨道机动进入 100km 的环月轨道的设计过程。

3.4.4.2 任务控制序列段说明

为了设计基于自由返回轨道的地月转移过程，需要构建以下任务序列：

(1) 一个瞄准序列段：包含一个初始段、一个机动段、一个返回段和两个预报段得到航天器的自由返回轨道。

(2) 一个停止段：用于将任务控制序列停止。

- (3) 一个机动段：施加脉冲机动使得航天器进入环月轨道。
- (4) 一个预报段：用于对目标环月轨道上的航天器轨道外推。

3.4.4.3 创建任务场景与对象

(1) 新建想定

运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】新建一个想定“Earth2MoonTransfer”。

(2) 设置仿真时间

1) 在“ATK: 新建想定向导”中设置“开始历元”为 2023-04-04 10:00:00.000000, “结束历元”为 2023-04-11 20:00:00.000000。

2) 点击【确定】完成场景建立。

(3) 创建及编辑卫星对象

1) 点击工具栏【开始】中的【插入 】创建卫星对象。

2) 选择“想定对象”——“卫星 ”，“选择插入方式”——“插入默认类型”，点击【插入...】，点击【关闭】。

3) 在左侧“对象”页面上，右键单击卫星“Satellite1”，选择【重命名  重命名】，将其命名为“Earth2MoonTransfer”。

4) 在左侧“对象”页面上，右键单击卫星“Earth2MoonTransfer”，选择【属性 】，出现卫星参数设置界面，选择“轨道预报器”——“机动规划”。

3.4.4.4 设计自由返回轨道

(1) 定义瞄准序列段

1) 点击【新增 】按钮添加一个“瞄准序列段 ”，命名为“地月自由返回轨道规划”。

2) 点击【新增 】按钮在“瞄准序列段 ”——“地月自由返回轨道规划”嵌入一个“初始段 ”，命名为“初始状态”。设置“轨道历元 (UTCG)”——“4 Apr 2023 10:05:00.000”。选择“坐标系”——“Earth CAsJ2000Axes”，“坐标类型”——“轨道根数”，设置轨道根数。

半长轴	6578137m
偏心率	0
轨道倾角	28°
升交点赤经 (RAAN)	86°
近拱点角距	0°

真近点角	223°
------	------

3) 点击【新增 】按钮在“初始段 ”后插入一个“机动段 ”，命名为“地月转移机动”。选择“机动类型”——“脉冲”，“推力坐标轴”——“VVLH”，坐标类型选择“直角坐标”。设置“速度增量 V_x ”——“3164.5m/s”，“速度增量 V_y ”——“0m/s”，“速度增量 V_z ”——“0m/s”。

4) 点击【新增 】按钮在“机动段 ”后插入一个“预报段 ”，命名为“预报到近月点”。点击“轨道预报器”——【高级设置...】，选择“中心天体”——“Earth”，“引力”中选择“引力场模型”——“JGM3”，“次数”——“6”，“阶数”——“6”，不勾选“大气阻力摄动”——“采用”、不勾选“太阳光压摄动”——“采用”，勾选“三体摄动”——“太阳”、“三体摄动”——“月球”，并选择“点质量”模型。点击【确定】。在“停止条件”中，点击【新建 】图标，选择“CAsStopPeriapsis”作为停止条件，“中心天体”设置为“Moon”，“重复次数”设置为“1”。

5) 点击【新增 】按钮在“预报段 ”后插入一个“返回段 ”，命名为“月地段是否启用”，勾选“该段返回控制变量到他的父级段”——“关闭”。

6) 点击【新增 】按钮在“返回段 ”后插入一个“预报段 ”，命名为“月地转移”，点击“轨道预报器”——【高级设置...】，设置项与第④步的设置一样。在“停止条件”中，点击【新建 】图标，选择“CAsStopEpoch”作为停止条件，“触发值”设置为“2023-04-10 10:00:00.000000”。

(2) 选择变量

1) 在“初始状态”段中，点击“轨道历元”文字段后方、“升交点赤经”文字段后方的勾选图标 将其勾选为设计变量 。

2) 在“地月转移机动”段中，点击“速度增量 V_x ”、“速度增量 V_y ”、“速度增量 V_z ”文字段后方的勾选图标 将其勾选为设计变量 。

3) 右键点击“预报到近月点”段，选择“约束配置...”，双击选择“Keplerian Elems”——“CStateCalcAltitudeOfPeriapsis”作为目标变量，“中心天体”设置为“Moon”，点击【确定】。

4) 右键点击“月地转移”段，选择“约束配置...”，双击选择“Keplerian Elems”——“CStateCalcAltitudeOfPeriapsis”和“CStateCalcInclination”作为目标变量，“中心天体”均设置为“Earth”，点击【确定】。

(3) 设置瞄准器

1) 选中“地月自由返回轨道规划”，在“配置”中，点击【新建 】图标，选择“微分修正一”。若默认已有“微分修正一”，则无需新建。双击【微分修正一】图框，进入瞄准器设置界面。分别点击“控制变量”和“约束”中“使用”栏下的方框勾选使用的控制变量和约束。

控制变量	UTC
控制变量	RAAN
控制变量	ImpulseX
控制变量	ImpulseY
控制变量	ImpulseZ
约束	CStateCalcAltitudeOfPeriapsis
约束	CStateCalcAltitudeOfPeriapsis
约束	CStateCalcInclination

2) 在“约束”——“期望值”一栏中填写近月点高度的期望值为 100000m、近地点高度的期望值为 50000m、轨道倾角的期望值为 43 度，在“约束”——“收敛误差”更改近月点高度和近地点高度的收敛误差为 100m、轨道倾角的收敛误差为 1 度，“摄动量”、“最大步长”等参数可选择为默认参数。

3) 设置完毕后点击【确定】，然后再进入瞄准器设置界面即可看到用户设置后的结果。

3.4.4.5 停止段

(1) 点击【新增 】按钮在“瞄准序列段”——“地月自由返回轨道规划”后插入一个“停止段 ”，命名为“是否停止”。

(2) 勾选“该段使任务控制序列停止”——“开启”。

3.4.4.6 近月制动

(1) 点击【新增 】按钮在“停止段 ”——“是否停止”后插入一个“机动段 ”，命名为“近月制动”。

(2) 选择“机动类型”——“脉冲”，“推力坐标轴”——“VVLH”，坐标类型选择“直角坐标”。设置“速度增量 V_x ”——“-937.33m/s”，“速度增量 V_y ”——“31.14m/s”，“速度增量 V_z ”——“27.28m/s”。

3.4.4.7 环月飞行

(1) 点击【新增 】按钮在“机动段 ”——“近月制动”后插入一个“预报段 ”，命名为“环月飞行”。

(2) 点击“轨道预报器”——【高级设置…】，选择“中心天体”——“Moon”，“引力”中选择“引力场模型”——“GLGM2”，“次数”——“6”，“阶数”——“6”，不勾选“太阳光压摄动”——“采用”，勾选“三体摄动”——“太阳”、“三体摄动”——“地球”，并选择“点质量”模型，点击【确定】。

(3) 在“停止条件”中，点击【新建 】图标，选择“CAsStopDuration”作为停止条件，“触发值”设置为“14400 sec”。

3.4.4.8 运行任务控制序列并分析

当整个任务控制序列构建完毕后，可以单击左侧段节点区的白色方框  选择“预报段”和“机动段”的颜色，设置完毕后左侧的段节点操作区呈现为如图 3-23 所示。

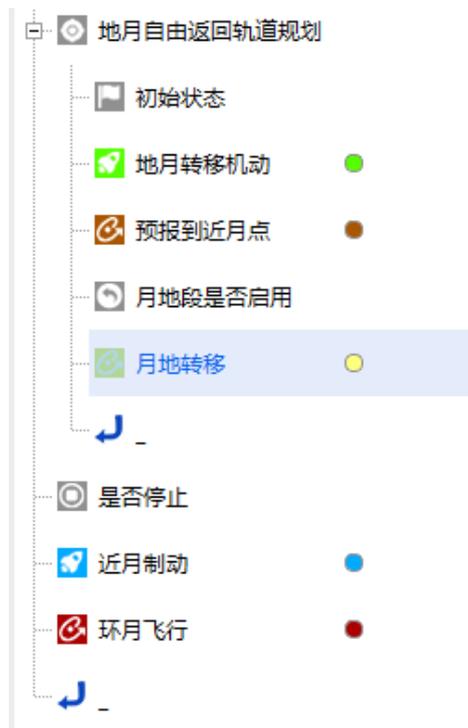


图 3-23 段节点操作区

(1) 运行结果显示

1) 点击【运行 】按钮，任务控制序列开始计算。可以点击【显示 】按钮，查看运行结果，如图 3-24 所示。

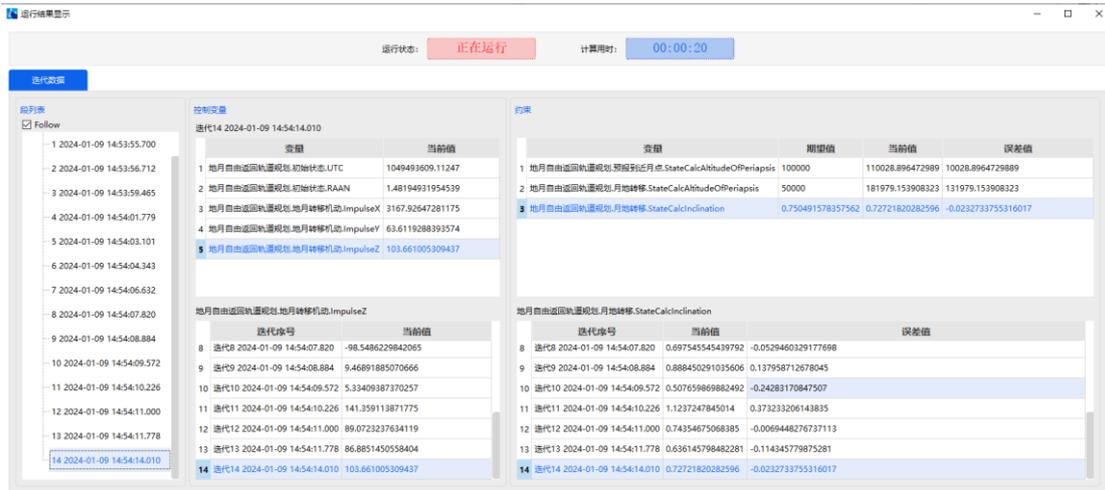


图 3-24 运行结果显示

2) 点击左侧“段列表”的“瞄准序列段”“瞄准序列段”，可查看任务控制序列中瞄准序列段的运行结果。

地月自由返回轨道规划	变量	当前值
控制变量	初始状态 UTC	2.638
控制变量	初始状态 RAAN	-0.017
控制变量	地月转移机动 ImpulseX	3.936
控制变量	地月转移机动 ImpulseY	-39.285
控制变量	地月转移机动 ImpulseZ	93.116
约束	预报到近月点 StateCalcAltitudeOfPeriapsis	100000.0000
约束	月地转移 StateCalcAltitudeOfPeriapsis	50000.0000
约束	月地转移 StateCalcInclination	0.750492

3) 点击“瞄准序列段”“瞄准序列段”，选择“动作”——“应用迭代结果运行”。然后点击左侧“段列表”的“瞄准序列段”下的“返回段”，勾选“该段返回控制变量到他的父级段”——“开启”。点击左侧“段列表”的“停止段”，取消勾选“该段使任务控制序列停止”——“开启”。

4) 再次点击【运行 】按钮，任务控制序列开始计算。

(2) 三维视图显示

点击【视图】下的【三维视图 】按钮，操作“时间视图”中的时间轴，可查看轨道形状，如图 3-25 所示。

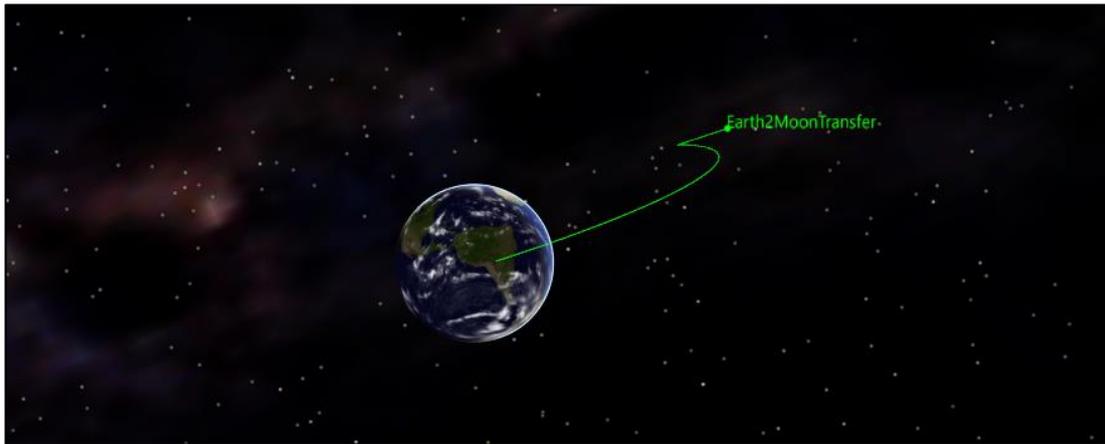


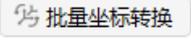
图 3-25 3D 轨迹示意图

3.5 批量坐标转换案例

创建场景之后进入初始界面。在 ATK 界面上方点击“工具”，单击【批量坐标转换】按钮，进入“批量坐标转换”界面。进行“J2000 地心惯性系坐标转为 ECF 地固系坐标”与“ECF 地固系坐标转为 ENU 东北天坐标系坐标”的案例操作。

3.5.1 J2000 地心惯性系坐标转为 ECF 地固系坐标

3.5.1.1 “计算模式”选择

(1) 打开坐标批量转换界面 ，选择“TXT 文件”。

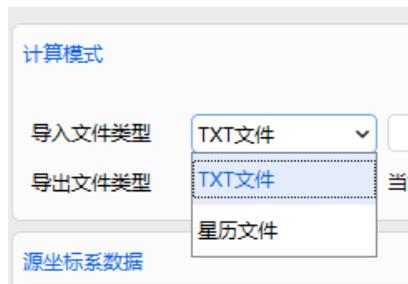


图 3-26 选择导入文件类型-TXT 文件

(2) 单击【…】按钮，选择 J2000 地心惯性坐标系“J2000Coord”文件，路径为“...\ATK\AtkInput\CoordTrans\J2000Coord.txt”。



图 3-27 导入按钮所在界面

坐标文件格式为：

J2000Coord.txt - 记事本

文件(F) 编辑(E) 格式(O) 查看(V) 帮助(H)

20 Mar 2022 04:00:00.000	6678.137000	0.000000	-0.001390	0.000001	6.789530	3.686414
20 Mar 2022 04:01:00.000	6662.055594,407.044780,221.005877,-0.535832,6.77318,3.677537,					
20 Mar 2022 04:02:00.000	6613.888735;812.129171;440.948746;-1.069085;6.724210;3.650948					
20 Mar 2022 04:03:00.000	6533.868402	1213.302228	658.767940	-1.597189	6.642855	3.606776
20 Mar 2022 04:04:00.000	6422.379984	1608.631839	873.414410	-2.117600	6.529507	3.545233
20 Mar 2022 04:05:00.000	6279.960427	1996.214040	1083.854386	-2.627812	6.384712	3.466616

图 3-28 J2000 地心惯性系坐标 TXT 文件

导入后的 J2000 地心惯性系坐标会显示到“源坐标数据”框内。

3.5.1.2 “时间选项”选择

选择“时间选项”——“协调世界时”，“时间格式”为 。

3.5.1.3 “转换参数”选择

(1) 选择“时间”、“位置”和“速度”作为转换参数，如图 3-29 所示。



图 3-29 “转换参数”选择

(2) “数据单位”选择 km 和“时间单位”选择 s。

3.5.1.4 “源坐标系”选择

源坐标系与导入文件“J2000Coord.txt”格式对应，选择“源坐标系”——“J2000 地心惯性系”。

3.5.1.5 “目标坐标系”选择

选择“目标坐标系”——“ECF 地固系”作为“目标坐标系”。

3.5.1.6 坐标转换

点击【计算】按钮，“目标坐标系数据”将显示转换后的 ECF 地固系坐标，如图 3-30 所示。

```

目标坐标系数据

stk.v.4.3

BEGIN Ephemeris

NumberOfEphemerisPoints 61
ScenarioEpoch 20 Mar 2022 04:00:00
InterpolationMethod Lagrange
InterpolationOrder 5
DistanceUnit Kilometers
CentralBody Earth
CoordinateSystem Fixed

EphemerisTimePosVel

0.000000 -3598.940162 5625.383623 14.233483 -5.304713 -3.403113
60.000000 -3909.264336 5409.236526 235.215524 -5.035867 -3.799300
120.000000 -4202.828952 5169.783233 455.064731 -4.746261 -4.179706
180.000000 -4478.425348 4908.020469 672.722279 -4.437140 -4.542681
240.000000 -4734.921910 4625.041740 887.139896 -4.109827 -4.886649
300.000000 -4971.268675 4322.032781 1097.284915 -3.765720 -5.210112
360.000000 -5186.501584 4000.266600 1302.145245 -3.406282 -5.511661
420.000000 -5376.746358 3651.068144 1500.734250 3.033041 5.786677

```

图 3-30 转换所得 ECF 地固系坐标

3.5.1.7 文件导出类型

- (1) 选择“导出文件类型”——“TXT 文件”。
- (2) 点击【导出】按钮，选择路径，数据文件格式为 TXT，如图 3-31 所示。

```

ecf - 记事本
文件(F) 编辑(E) 格式(O) 查看(V) 帮助(H)
stk.v.4.3

BEGIN Ephemeris

NumberOfEphemerisPoints 61
ScenarioEpoch 20 Mar 2022 04:00:00
InterpolationMethod Lagrange
InterpolationOrder 5
DistanceUnit Kilometers
CentralBody Earth
CoordinateSystem Fixed

EphemerisTimePosVel

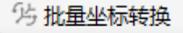
0.000000 -3598.940162 5625.383623 14.233483 -5.304713 -3.403113 3.686565
60.000000 -3909.264336 5409.236526 235.215524 -5.035867 -3.799300 2.676646

```

图 3-31 ECF 地固系坐标 TXT 文件

3.5.2 ECF 地固系坐标转为 ENU 东北天坐标系坐标

3.5.2.1 “计算模式”选择

- (1) 打开坐标批量转换界面 ，选择“导入文件类型”——“TXT 文件”。
- (2) 点击【…】按钮，选择 ECF 地固系坐标“ECF.txt”文件，路径为“XX\ATK\AtkInput\CoordTrans\ECF.txt”，格式如图 3-32 所示。

23 Mar 2022 04:00:00.000	1796.410857	3392.829705	5094.605332	0	-0	3.686560	
23 Mar 2022 04:00:00.000	-3303.971083	5803.540831	14.237191	-5.473197	-3.124949	3.686560	
23 Mar 2022 04:01:00.000	-3625.031834	5603.688967	235.218958	-5.225145	-3.534477	3.676541	
23 Mar 2022 04:02:00.000	-3930.557559	5379.697417	455.067875	-4.955548	-3.929315	3.648814	
23 Mar 2022 04:03:00.000	-4219.289790	5132.499233	672.725117	-4.665562	-4.307752	3.603514	
23 Mar 2022 04:04:00.000	-4490.042013	4863.128093	887.142414	-4.356428	-4.668146	3.540859	
23 Mar 2022 04:05:00.000	-4741.704496	4572.713995	1097.287102	-4.029464	-5.008929	3.461151	
23 Mar 2022 04:06:00.000	-4973.248797	4262.478522	1302.147090	-3.686059	-5.328618	3.364773	
23 Mar 2022 04:07:00.000	-5183.731910	3933.729719	1500.735744	-3.327672	-5.625815	3.252190	
23 Mar 2022 04:08:00.000	-5372.300063	3587.856577	1692.096631	-2.955818	-5.899221	3.123944	
23 Mar 2022 04:09:00.000	-5538.192126	3226.323169	1875.308128	-2.572068	-6.147633	2.980653	

图 3-32 ECF 地固系坐标 TXT 文件

导入后的数据会显示到“源坐标数据”框内。

3.5.2.2 “时间选项”选择

选择“时间选项”——“世界协调时”，时间格式设置为 。

3.5.2.3 “转换参数”选择

- (1) 选择“时间”、“位置”和“速度”作为转换参数。
- (2) “数据单位”选择 km、“时间单位”选择 s。

3.5.2.4 “源坐标系”选择

源坐标系与导入文件“ECF.txt”格式对应，选择“源坐标系”——“ECF 地固系”。

3.5.2.5 “目标坐标系”选择

- (1) 选择“目标坐标系”——“ENU 东北天坐标系”。
- (2) 设置测控点经度 (deg)、测控点纬度 (deg)、测控点高度 (m)，如图 3-33 所示。

目标坐标系

ENU东北天坐标系

测控点经度 (deg)	<input type="text" value="0"/>
测控点纬度 (deg)	<input type="text" value="0"/>
测控点高度 (m)	<input type="text" value="0"/>

图 3-33 转换场景参数设置

3.5.2.6 坐标转换

点击【计算】按钮，转换为 ENU 东北天坐标，如图 3-34 所示。

目标坐标系数据

23 Mar 2022 04:00:00.000	3392.829705	5094.605332	-4581.726143	0.000000	3.686560	-0.000000
23 Mar 2022 04:00:00.000	5803.540831	14.237191	-9682.108083	-3.124949	3.686560	-5.473197
23 Mar 2022 04:01:00.000	5603.688967	235.218958	-10003.168834	-3.534477	3.676541	-5.225145
23 Mar 2022 04:02:00.000	5379.697417	455.067875	-10308.694559	-3.929315	3.648814	-4.955548
23 Mar 2022 04:03:00.000	5132.499233	672.725117	-10597.426790	-4.307752	3.603514	-4.665562
23 Mar 2022 04:04:00.000	4863.128093	887.142414	-10868.179013	-4.668146	3.540859	-4.356428
23 Mar 2022 04:05:00.000	4572.713995	1097.287102	-11119.841496	-5.008929	3.461151	-4.029464
23 Mar 2022 04:06:00.000	4262.478522	1302.147090	-11351.385797	-5.328618	3.364773	-3.686059
23 Mar 2022 04:07:00.000	3933.729719	1500.735744	-11561.868910	-5.625815	3.252190	-3.327672
23 Mar 2022 04:08:00.000	3587.856577	1692.096631	-11750.437063	-5.899221	3.123944	-2.955818
23 Mar 2022 04:09:00.000	3226.323169	1875.308128	-11916.329126	-6.147633	2.980653	-2.572068

图 3-34 转换所得 ENU 东北天坐标数据

3.5.2.7 文件导出类型

(1) 选择“导出文件类型”——“TXT 文件”。

(2) 点击【导出】按钮，选择好路径。点击【保存】按钮，保存后的数据文件格式为.e，如图 3-35 所示。

date - 记事本

文件(F)	编辑(E)	格式(O)	查看(V)	帮助(H)		
23 Mar 2022 04:00:00.000	3392.829705	5094.605332	-4581.726143	0.000000	3.686560	-0.000000
23 Mar 2022 04:00:00.000	5803.540831	14.237191	-9682.108083	-3.124949	3.686560	-5.473197
23 Mar 2022 04:01:00.000	5603.688967	235.218958	-10003.168834	-3.534477	3.676541	-5.225145
23 Mar 2022 04:02:00.000	5379.697417	455.067875	-10308.694559	-3.929315	3.648814	-4.955548
23 Mar 2022 04:03:00.000	5132.499233	672.725117	-10597.426790	-4.307752	3.603514	-4.665562
23 Mar 2022 04:04:00.000	4863.128093	887.142414	-10868.179013	-4.668146	3.540859	-4.356428
23 Mar 2022 04:05:00.000	4572.713995	1097.287102	-11119.841496	-5.008929	3.461151	-4.029464
23 Mar 2022 04:06:00.000	4262.478522	1302.147090	-11351.385797	-5.328618	3.364773	-3.686059
23 Mar 2022 04:07:00.000	3933.729719	1500.735744	-11561.868910	-5.625815	3.252190	-3.327672
23 Mar 2022 04:08:00.000	3587.856577	1692.096631	-11750.437063	-5.899221	3.123944	-2.955818
23 Mar 2022 04:09:00.000	3226.323169	1875.308128	-11916.329126	-6.147633	2.980653	-2.572068

图 3-35 ENU 东北天坐标星历文件

3.6 接近分析案例

3.6.1 案例想定

本案例中，使用基于已有的“目标 TLE 数据库”，对单个或多个主目标进行接近分析，即评估太空中的目标与其他物体接近的可能性，得到目标与其他物体的最接近时刻以及最接近时刻所对应的相对位置、速度等信息。“目标 TLE 数据库”的格式如图 3-36 所示。

```
STARLINK-4622
1 74622C 22105A 22247.51715278 -.01330316 00000-0 -77544-2 0 2478
2 74622 97.6570 124.8012 0001677 119.6044 286.8755 15.79787238 10
```

图 3-36 目标 TLE 数据库格式

主目标有三种不同加入方式：

(1) “从场景对象选择”，主目标来源于用户插入场景中的卫星，且已对该卫星仿真完毕。

(2) “输入目标国际编号 SSCnumber”，主目标来源于“目标 TLE 数据库”。

(3) “载入外部 STK 星历文件”，主目标来源于 STK 生成的外部的星历文件。

因此，案例基于上述三种不同的主目标的来源场景，根据我国的目标编号 48274 “天和一号”卫星与俄罗斯的目标编号 25544 “曙光”号分别对目标进行接近分析。

3.6.2 基于场景对象选择的接近分析

3.6.2.1 创建场景对象

(1) 运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】新建一个想定“CAT_TLE20230212”，并设置场景时间。

开始历元	15 Feb 2023 00:00:00.000
结束历元	18 Feb 2023 00:00:00.000

3.6.2.2 插入目标卫星与仿真

(1) 点击【插入】按钮，打开“插入对象页面”。

(2) 选择插入 TLE 数据库中的卫星。在“想定对象”选择“卫星”，并“选择插入方式”为“从 TLE 文件”，点击【插入…】按钮，进入“插入卫星对象”页面。

(3) 选择“数据源”路径。在“数据源”处点击【选择文件】按钮，目标卫星的路径为“…ATK\AtkInput\CAT\TLE20230212.txt”。

(4) 插入 25544 卫星。在“搜索项”中的“SSC 编号”处输入“25544”，点击【搜索】按钮，在下方栏中出现 SSC 编号 25544 卫星，单击选中该卫星，点击【插入】按钮。

(5) 重复步骤 (4) 操作，插入 48274 卫星。

最终插入结果如图 3-37 所示。

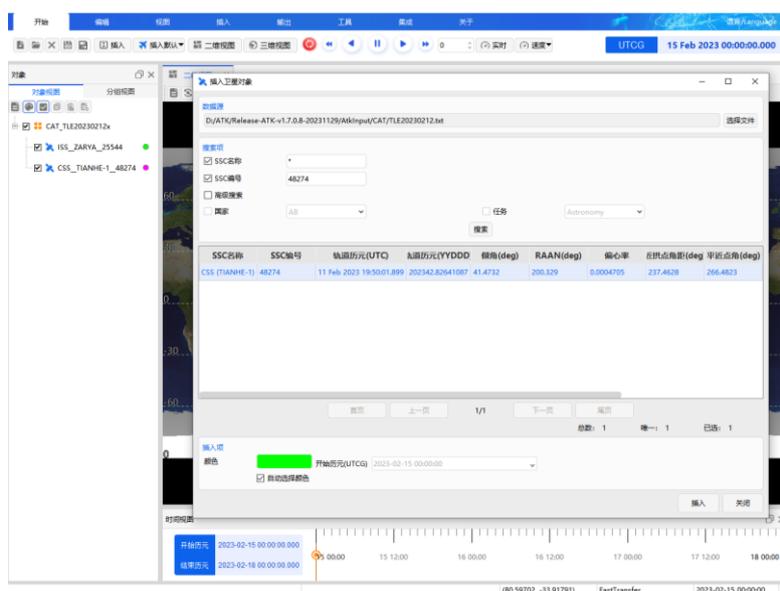


图 3-37 主目标卫星插入

(6) 点击【开始】按钮进行仿真，仿真完毕才能进行“基于场景对象的接近分析”。

3.6.2.3 打开“接近分析”工具

- (1) 点击【刷新】按钮，进行重置。
- (2) 点击【工具】按钮，选择【接近分析】。

3.6.2.4 选择 SSC 编号 48274 卫星为主目标

- (1) 选择“选择主目标”——“从场景对象选择”。
- (2) 单击选中目标 SSC 编号 48274 卫星，如图 3-38 所示。

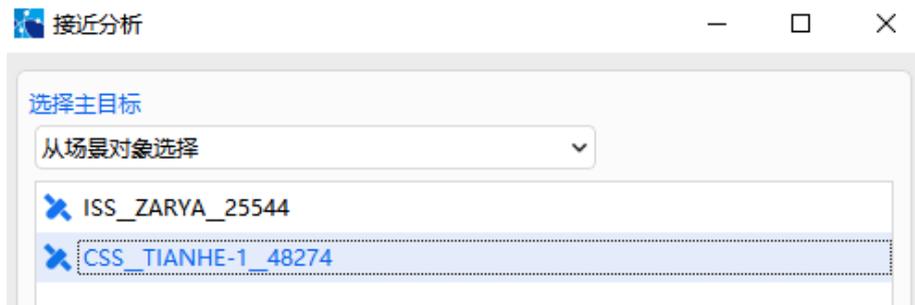


图 3-38 选择 48274 卫星

3.6.2.5 选择“目标 TLE 数据库”

- (1) 点击“目标 TLE 数据库”——【选择...】按钮。
- (2) 选择“目标 TLE 数据库”文件“TLE20230212.txt”，路径为“...ATK\AtkInput\CAT\TLE20230212.txt”。

3.6.2.6 选择排除 TLE 中的目标卫星

- (1) 点击“排除目标 SSC 编号”——【设置...】按钮。
- (2) 在“排除目标 SSC 编号”栏中，输入目标 SSC 编号“48274”。
- (3) 点击【添加】按钮，单击选中 48274 卫星，如图 3-39 所示。



图 3-39 排除“TLE 数据库”的 48274 卫星

- (4) 输入“排除目标编号”完毕，点击【确定】按钮。

3.6.2.7 设定“仿真分析时间”

“仿真分析时间”中的“开始历元”、“结束历元”默认与场景设置中的时间相同，不需要修改。

3.6.2.8 设置“接近约束”

设置“接近约束”——“相对距离门限”为 60km。当 TLE 数据库中的卫星与目标卫星的距离小于“相对距离门限”时，会在接近分析的计算结果页面显示。

3.6.2.9 进行“高级设置”

点击【高级设置...】按钮，打开“高级设置”页面。

(1) “过滤器”为默认设置，如图 3-40 所示。



图 3-40 过滤器的约束选择

(2) “等效距离警告门限”设置如图 3-41 所示，单位选择“m”，点击【确定】按钮，如图 3-41 所示。



图 3-41 “等效距离警告门限”

3.6.2.10 计算结果

(1) 点击【计算】按钮，得到仿真结果。

(2) 接近分析部分结果如图 3-42 所示。

	主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(km)	相对距离(km)	径向距离(km)	横向距
4	CSS_TIANHE...	17155	2023-02-15 03:3...	56.051377216581	57.1883282148811	-56.051377216581	8.26357266
5	CSS_TIANHE...	22913	2023-02-17 13:2...	18.7755057806651	29.2589763402256	-18.7755057806651	20.8600862
6	CSS_TIANHE...	24286	2023-02-15 10:2...	33.527983549467	51.9085467440317	33.527983549467	-25.715455
7	CSS_TIANHE...	25544	2023-02-16 06:1...	37.9340891243206	55.2450253929069	-37.9340891243206	-39.267360
8	CSS_TIANHE...	27128	2023-02-17 23:4...	21.5068730051959	21.7634443531846	-21.5068730051959	-2.6660816

图 3-42 接近分析结果

仿真结果包含满足约束条件的“接近时刻”、“等效距离”、“相对距离”、“径向距离”、“横向距离”、“法向距离”、“接近夹角”与“相对速度”。相对距离门限小于 60km 的接近分析数据共有 257 行。其中，SSC 编号 48274 卫星与 TLE 数据库中的次目标 25544 卫星的接近时刻、等效距离以及相对距离如图 3-42 所示。

3.6.2.11 多目标接近分析

(1) 排除 TLE 库中的 25544 卫星，重复 3.6.1.6 步骤，其他步骤不变，如图 3-43 所示。



图 3-43 多目标排除

(2) 点击【计算】按钮，得到多目标接近分析结果，共有 584 行数据。单击“接近时刻(UTC)”，可得到离仿真时间最近的接近事件，如图 3-44 所示。

	主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(km)	相对距离(km)	径向距离(km)	横向距
1	CSS_TIANHE...	54804	2023-02-15 00:0...	37.196660109255	49.1380995030956	-37.196660109255	22.0
2	ISS_ZARYA_...	36119	2023-02-15 00:0...	38.0593467876483	38.2653823157178	-38.0593467876483	-1.7
3	ISS_ZARYA_...	28982	2023-02-15 00:1...	6.0615571311464	49.9617774101093	-6.0615571311464	-32.
4	CSS_TIANHE...	54535	2023-02-15 00:1...	4.94004191705923	47.4963724255516	4.94004191705923	-46.
5	CSS_TIANHE...	54806	2023-02-15 00:4...	39.9841035255241	58.7524959410339	-39.9841035255241	-29.
6	ISS_ZARYA_...	54627	2023-02-15 00:5...	3.29069755373075	18.2116904638984	-3.29069755373075	-6.3
7	ISS_ZARYA_...	50020	2023-02-15 01:2...	42.2052907392546	47.8756047213312	-42.2052907392546	-8.8
8	ISS_ZARYA_...	42785	2023-02-15 01:4...	47.0854528709675	47.1668177232719	-47.0854528709675	1.29
9	ISS_ZARYA_...	44415	2023-02-15 02:0...	26.0893293367711	26.3516832354505	-26.0893293367711	-2.3
10	ISS_ZARYA_...	50020	2023-02-15 02:1...	31.5017871909117	59.8288284209539	-31.5017871909117	19.8
11	CSS_TIANHE...	32085	2023-02-15 02:1...	44.1969130413718	55.2628865827815	-44.1969130413718	28.8

图 3-44 多目标接近分析

此外，还可通过点击“次目标 (ID)”、“等效距离”，来对接近分析结果排序。若关闭了结算结果页面，可以在“接近分析”页面下方点击【结果…】，可重新打开计算结果。

3.6.3 基于存在国际编号目标的接近分析

本案例对 TLE 数据库中的国际编号 SSC 48274 卫星与其他国际编号卫星进行接近分析。

3.6.3.1 创建场景对象

运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】新建一个想定“Access”，并设置场景时间。

开始历元	15 Feb 2023 00:00:00.000
结束历元	18 Feb 2023 00:00:00.000

3.6.3.2 打开“接近分析”工具

- (1) 点击【刷新】按钮。
- (2) 在 ATK 页面中点击【工具】按钮，选择【接近分析】。

3.6.3.3 选择 SSC 编号 48274 卫星为主目标

- (1) 选择“选择主目标”——“输入目标国际编号”。
- (2) 在目标国际编号栏输入“48274”，单击【添加】按钮后单击选中 48274 卫星，如图 3-45 所示。

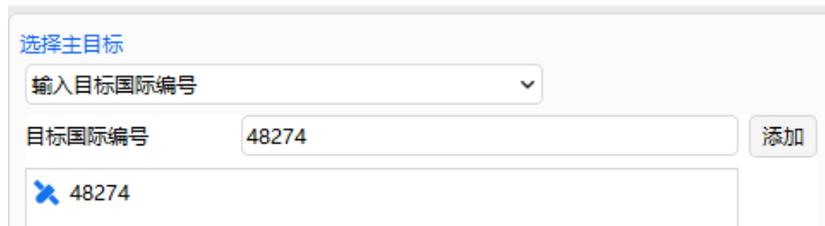


图 3-45 选择 48274 卫星

3.6.3.4 选择“目标 TLE 数据库”

- (1) 点击“目标 TLE 数据库”——【选择…】按钮。
- (2) 选择“目标 TLE 数据库”文件“TLE20230212.txt”，路径为“...ATK\AtkInput\CAT\TLE20230212.txt”。

3.6.3.5 设定“仿真分析时间”

“仿真分析时间”中的“开始历元”、“结束历元”默认与场景设置中的时间默认相同，不修改。

3.6.3.6 设置“接近约束”

设置“接近约束”——“相对距离门限”为 60km。当 TLE 数据库中的卫星与目标卫星的距离小于“相对距离门限”时，会在接近分析的计算结果页面显示。

3.6.3.7 进行“高级设置”

点击【高级设置…】按钮，打开“高级设置”页面。

(1) “过滤器”为默认设置如图 3-46 所示。



图 3-46 过滤器的约束选择

(2) “等效距离警告门限”设置如图 3-47 所示，单位选择“m”，点击【确定】按钮。



图 3-47 “等效距离告警门限”

3.6.3.8 计算结果

- (1) 点击【计算】按钮，得到仿真结果。
- (2) 在“结果”页面中点击“等效距离 (km)”。
- (3) 结果说明。接近分析部分结果如图 3-48 所示。

	主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(km)	相对距离(km)
1	48274	24286	2023-02-15 10:2...	33.5279838512851	51.90851288784
2	48274	54022	2023-02-17 13:2...	7.06918050642837	9.134193444240
3	48274	51032	2023-02-15 05:0...	50.4705920921714	54.46405824791
4	48274	38226	2023-02-16 14:4...	49.209226522702	54.17798625976
5	48274	51073	2023-02-16 22:3...	28.5853895110931	37.52071071964
6	48274	54047	2023-02-17 22:5...	38.1418279456805	41.27849439090
7	48274	54064	2023-02-17 08:3...	32.6807366617252	43.28714291694
8	48274	12155	2023-02-16 17:5...	48.8837768651301	52.69722711072
9	48274	03899	2023-02-17 03:0...	36.6574966380017	42.05700172574
10	48274	41558	2023-02-16 18:1...	38.1738784563803	52.71813254097
11	48274	41600	2023-02-16 20:1...	39.6176023566975	41.86548275836
12	48274	44806	2023-02-17 05:3...	36.7167195284425	37.69859092797
13	48274	54104	2023-02-17 08:3...	32.1694962008547	52.87273469896
14	48274	25544	2023-02-16 06:1...	37.9340910111864	55.24499482434

图 3-48 接近分析结果

仿真结果共有 257 行数据。上述仿真结果按“等效距离”排序。

3.6.3.9 多目标接近分析

对 25544、47274 卫星分别与 TLE 数据库中的其他卫星进行接近分析。

(1) 返回 3.6.2.3 节，在“目标国际编号”中输入“25544”卫星，并单击选中，其他步骤不变。

(2) 点击【计算】按钮，得到输出结果

(3) 点击“等效距离 (km)”，按等效距离排序，如图 3-49 所示。

	主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(km)	相对距离(km)
252	48274	53764	2023-02-15 10:5...	32.4943281658302	43.88285464802
253	48274	50921	2023-02-15 17:4...	37.659377505409	38.28039283606
254	48274	50956	2023-02-17 13:3...	17.3043813609916	40.80539773932
255	48274	50956	2023-02-17 14:2...	34.9310256691601	35.00434399547
256	48274	53821	2023-02-17 05:2...	31.2906204379172	55.11438916538
257	48274	53902	2023-02-17 08:3...	31.6297625314755	46.25122062155
258	25544	30025	2023-02-17 15:3...	15.1063695282328	29.67781344142
259	25544	54038	2023-02-16 11:4...	12.6758790439866	21.49912859642
260	25544	51019	2023-02-17 16:3...	26.305906859424	37.63033705463
261	25544	38226	2023-02-17 09:2...	20.8213726948696	55.95619706496
262	25544	38226	2023-02-17 10:1...	10.4362767340529	19.63479990395
263	25544	38226	2023-02-17 10:5...	20.3385430472321	32.08808101814
264	25544	44742	2023-02-16 22:3...	43.9291280474483	43.99008655482
265	25544	47701	2023-02-15 21:5...	47.537109905043	58.57102663011

图 3-49 多目标接近分析结果

3.6.4 基于外部 STK 星历文件的接近分析

基于已有 STK 的星历文件进行接近分析, 已有星历文件的格式如下如图 3-50 所示。

```
# WrittenBy STK_v11.0.1
BEGIN Ephemeris
NumberOfEphemerisPoints 4321
ScenarioEpoch 15 Feb 2023 04:00:00.000000
# Epoch in JDate format: 2459990.6666666666667
# Epoch in YYDDD format: 23046.1666666666667

InterpolationMethod Lagrange
InterpolationSamplesM 5
CentralBody Earth
CoordinateSystem ICRF

# Time of first point: 15 Feb 2023 04:00:00.00000000 UTCG = 2459990.6666666666667 JDate = 23046.1666666666667 YYDDD
EphemerisTimePosVel
0.000000000000000000 5.41378455745209e+006 3.02002132816105e+006 -2.70478574598387e+006 -4.60242493393639e+003 4.61967051389233e+003 -4.05483887497418e+003
```

图 3-50 星历格式

本案例使用 SSC 编号 48274、25544 的星历文件对“目标 TLE 数据库”进行接近分析, 星历文件的时间为 2023-02-15 至 2023-02-18。

3.6.4.1 创建场景对象

运行 ATK.exe, 点击【新建一个想定文件】新建一个想定“Access”。
设置场景时间。

开始历元	15 Feb 2023 00:00:00.000
结束历元	18 Feb 2023 00:00:00.000

3.6.4.2 打开“接近分析”工具

- (1) 点击【刷新】按钮。
- (2) 在 ATK 页面中点击【工具】按钮, 选择【接近分析】。

3.6.4.3 选择 SSC 编号 48274 卫星为主目标

- (1) 选择“选择主目标”——“载入外部 STK 星历文件”。
- (2) 在 STK 星历文件栏点击【选择...】按钮, 载入 48274 卫星的“STK 星历文件”。文件路径为“XX\0_CSS_TIANHE-1_48274.e”
- (3) 选择要载入的外部 STK 星历文件, 并选中该路径, 如图 3-51 所示。

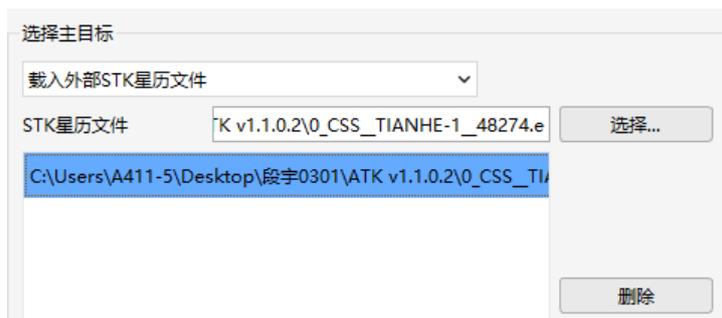


图 3-51 添加目标星历文件

若需删除该文件，则点击右侧的【删除】按钮。

3.6.4.4 选择“目标 TLE 数据库”

- (1) 点击“目标 TLE 数据库”——【选择...】按钮。
- (2) 选择“目标 TLE 数据库”文件“TLE20230212.txt”，路径为“...ATK\AtkInput\CAT\TLE20230212.txt”。

3.6.4.5 选择“排除目标 SSC 编号”

- (1) 点击“排除目标 SSC 编号”——【设置...】按钮。
- (2) 在“排除目标 SSC 编号”栏中，输入目标 SSC 编号“48274”。
- (3) 点击【添加】按钮，单击选中 48274 卫星，如图 3-52 所示。



图 3-52 排除“TLE 数据库”的 48274 卫星

- (4) 输入“排除目标编号”完毕，点击【确定】按钮。

3.6.4.6 设定“仿真分析时间”

“仿真分析时间”中的“开始历元”、“结束历元”默认与场景设置中的时间默认相同，不修改。

3.6.4.7 设置“接近约束”

设置“接近约束”——“相对距离门限”为 60km。当 TLE 数据库中的卫星与目标卫星的距离小于“相对距离门限”时，会在接近分析的计算结果页面显示。

3.6.4.8 进行“高级设置”

点击【高级设置...】按钮，打开“高级设置”页面。

- (1) “过滤器”为默认设置如图 3-53 所示。



图 3-53 过滤器的约束选择

(2) “等效距离警告门限”设置如图 3-54 所示，单位选择“m”，点击【确定】按钮。



图 3-54 “等效距离告警门限”

3.6.4.9 计算结果

- (1) 点击【计算】按钮，得到仿真结果。
- (2) 在“结果”页面中点击“等效距离 (km)”。
- (3) 接近分析部分结果如图 3-55 所示。

	主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(km)	相对距离(m)
1	48274	24286	2023-02-15 10:2...	33.5279838512851	51.90851288784
2	48274	54022	2023-02-17 13:2...	7.06918050642837	9.134193444240
3	48274	51032	2023-02-15 05:0...	50.4705920921714	54.46405824791
4	48274	38226	2023-02-16 14:4...	49.209226522702	54.17798625976
5	48274	51073	2023-02-16 22:3...	28.5853895110931	37.52071071964
6	48274	54047	2023-02-17 22:5...	38.1418279456805	41.27849439090
7	48274	54064	2023-02-17 08:3...	32.6807366617252	43.28714291694
8	48274	12155	2023-02-16 17:5...	48.8837768651301	52.69722711072
9	48274	03899	2023-02-17 03:0...	36.6574966380017	42.05700172574
10	48274	41558	2023-02-16 18:1...	38.1738784563803	52.71813254097
11	48274	41600	2023-02-16 20:1...	39.6176023566975	41.86548275836
12	48274	44806	2023-02-17 05:3...	36.7167195284425	37.69859092797
13	48274	54104	2023-02-17 08:3...	32.1694962008547	52.87273469896
14	48274	25544	2023-02-16 06:1...	37.9340910111864	55.24499482434

图 3-55 多目标接近分析结果

仿真结果与 3.6.2.8 计算结果一致。

3.6.4.10 多目标接近分析

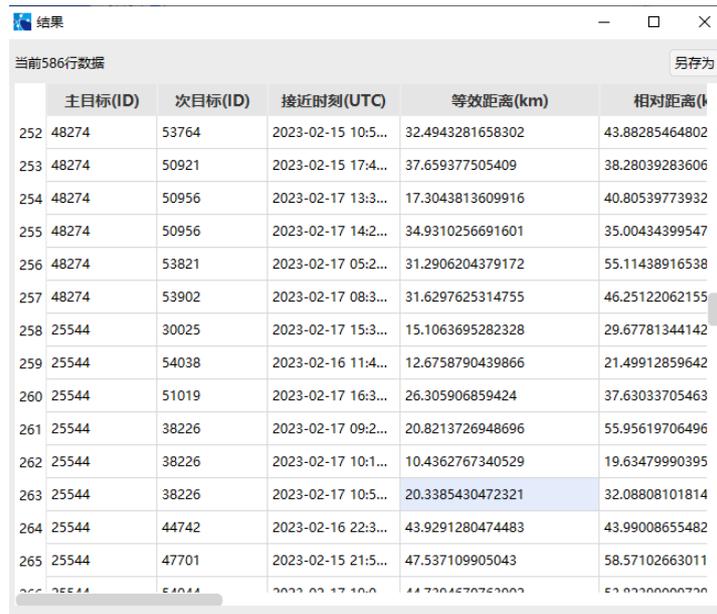
对 25544、47274 卫星分别与 TLE 数据库中的其他卫星进行接近分析。

(1) 重复 3.6.3.3 节，在“STK 星历文件”中载入 25544 卫星的“STK 星历文件”。文件路径为“XX\ZARYA_25544.e”，并单击选中。

(2) 重复 3.6.3.5 节，以排除 TLE 数据库中的 25544 卫星，其他步骤不变。

(3) 点击【计算】按钮，得到输出结果。

(4) 点击“等效距离 (km)”，按等效距离排序，如图 3-56 所示。



	主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(km)	相对距离(km)
252	48274	53764	2023-02-15 10:5...	32.4943281658302	43.88285464802
253	48274	50921	2023-02-15 17:4...	37.659377505409	38.28039283606
254	48274	50956	2023-02-17 13:3...	17.3043813609916	40.80539773932
255	48274	50956	2023-02-17 14:2...	34.9310256691601	35.00434399547
256	48274	53821	2023-02-17 05:2...	31.2906204379172	55.11438916538
257	48274	53902	2023-02-17 08:3...	31.6297625314755	46.25122062155
258	25544	30025	2023-02-17 15:3...	15.1063695282328	29.67781344142
259	25544	54038	2023-02-16 11:4...	12.6758790439866	21.49912859642
260	25544	51019	2023-02-17 16:3...	26.305906859424	37.63033705463
261	25544	38226	2023-02-17 09:2...	20.8213726948696	55.95619706496
262	25544	38226	2023-02-17 10:1...	10.4362767340529	19.63479990395
263	25544	38226	2023-02-17 10:5...	20.3385430472321	32.08808101814
264	25544	44742	2023-02-16 22:3...	43.9291280474483	43.99008655482
265	25544	47701	2023-02-15 21:5...	47.537109905043	58.57102663011
266	25544	54044	2023-02-17 10:0...	44.7304570753003	53.03300000730

图 3-56 多目标接近分析结果

仿真结果与 3.6.2.9 结果一致。

3.7 碰撞规避

3.7.1 案例想定

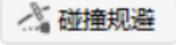
本案例想定场景为航天器与单个重点空间目标及多目标库的多圈次碰撞规避分析。内容包括：

(1) 基于精密星历与相对轨道动力学模型建立航天器碰撞规避机动评估模型，涵盖自然交会分析、机动规划分析、机动复核功能。

(2) 考虑航天器与空间目标多圈周期性接近对规避效果的影响，通过优化控制量，寻找测控圈次内的控制最优解，避免控制后短期内再次出现碰撞风险。

(3) 进行机动复核，提高机动规避效果，保证操作的安全性。

3.7.2 基本设置

点击 ATK.exe, 选择【工具】选项中的【碰撞规避 】功能, 即可打开“碰撞规避”界面。

3.7.2.1 场景目标数据配置

(1) 卫星星历

1) 点击“卫星星历”数据框右侧的 , 读取“CAM”文件夹中在轨航天器精密星历数据文件“state_chaser.txt”, 文件路径为: “...\ATK\AtkInput\CAM\test20220805\state_chaser.txt”, 代表选择卫星星历为“2022年8月2日23:00”至“2022年8月8日12:00”中心格式的在轨航天器精密星历数据。

2) 下拉菜单选择“UTC/BJT”—【UTC】时间格式。

(2) 目标星历

1) 勾选【使用】, 选择是否进行与指定空间目标的碰撞规避计算。

2) 点击“目标星历”数据框右侧 , 读取目标精密星历数据“state_target.txt”, 文件路径为“...\ATK\AtkInput\CAM\test20220805\state_target.txt”。代表选择目标星历为“2022年7月31日14:26”至“2022年8月8日14:26”中心格式的在轨航天器精密星历数据。

3) 下拉菜单选择“UTC/BJT”—【UTC】时间格式。

(3) 目标数据库

1) 勾选【使用 TLE】, 单击【选择...】, 使用 TLE 数据与数据库内所有其他空间目标的碰撞规避计算。

2) 选择并载入 TLE 格式数据“3le20220805.txt”, 文件路径为“\ATK\AtkInput\CAM\test20220805\3le20220805.txt”。表示截止 2022 年 8 月 5 日 SpaceTrack 收集的所有空间目标编目。

3) 单击【设置】, 输入需排除目标编号后选择【添加】, 将目标编号加入列表中, 点击【确定】保存, 其中 SSC 为五位数的空间目标国际编号。

4) 当不需要该空间目标时, 也可在列表中选中之前保存的 SSC 编号, 点击【删除】后, 单击【确定】保存退出, 如图 3-57 所示。

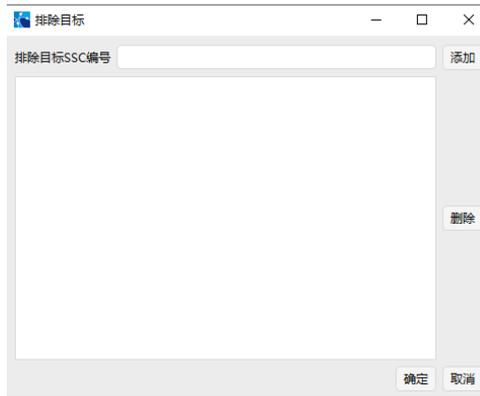


图 3-57 排除目标界面

3.7.2.2 规避条件筛选

(1) 设置条件约束

1) 在【交会分析门限】中输入需要规避的分析门限值“100km”，则计算后结果仅显示小于此次输入值分析门限值 100km 的数据。

2) 根据航天器与空间目标的相对运动状态，以及任务对计算速度和精度的要求，基于以下表格中的可选项，在【相对轨道预报模型】中选择适用于长时间多圈次的“非线性方程”：

名称	算法	选择场景
线性方程	C-W 方程	相对轨道模型，会损失精度但计算速度较高
非线性方程	解析非线性相对运动方程	精度高于 C-W 模型，计算速度低于 C-W 模型
解析绝对预报	Vinti 方法	绝对轨道模型，精度最高，做大相对运动、较长期预报更适合

(2) 高级设置

1) 选择【高级设置】中的“过滤器”，根据任务需求，首先勾选使用“轨道历元过期门限”和“远近地点门限”功能。

2) 对具体内容数值进行设置，注意，可通过不同时间单位置换设定值。

名称	默认输入值	默认单位
轨道历元过期门限	2592000	Sec
远近地点门限	50000	m
仿真步长分析	600	Sec

3) 单击选择【高级设置】中的“等效距离告警门限”。

4) 根据任务需求，设置“黄色告警”和“红色告警”数值如下表所示。单击【确定】。

名称	默认值	单位
黄色告警	200	m
红色告警	50	m

3.7.3 自然交会条件

根据以上步骤，在主界面上完成各航天器和空间目标数据配置和规避条件筛选。

(1) 选择选择【自然交会】功能界面，单击右侧【计算】按钮，得出主目标与次目标的历次接近时刻对应的时间距离信息。

(2) 通过计算筛选，功能界面的上栏处得出在自然交会条件下的“最近等效距离”对应的信息。

交会时刻	2022/08/05 17:25:54.478
最近等效距离	52.875m
相对距离	412.342m
径向距离	-52.875m
横向距离	-343.620m
法向距离	-221.711m
接近角	65.715°

(3) 单击【另存为】可保存计算所得的所有数据。

3.7.4 规避机动规划

根据航天测控跟踪计划和最近等效距离时的自然交会时刻，输入【控制时刻的前限 (BJT)】2022/08/04 12:11:49.451 和【控制时刻后限 (BJT)】2022/08/04 16:11:49.451。

根据航天器平台机动能力限制和轨道维持约束，确定【半长轴控制量下限】为-100m，【半长轴控制量上限】为 100m。基于以上输入信息，在如图 3-58 所示界面实施机动规划分析操作。



图 3-58 机动规划分析界面

(1) 遍历分析

1) 选择遍历分析进行机动规划分析，勾选【时间规划】设定，【时间步长】为“600s”。

2) 勾选【控制量规划】，设定【控制量步长】“10m”。

3) 点击【计算】按钮。

4) 计算完毕后，单击【结果】按键，查看遍历分析结果，如图 3-59 所

示。

将选中项的时刻和半长轴控制量 载入到机动复核										
	da(m): -100	da(m): -90	da(m): -80	da(m): -70	da(m): -60	da(m): -50	da(m): -40	da(m): -30	da(m): -20	da(m): -10
08-04 16:14:44.524	612.45627715...	746.87131302...	881.29098184...	845.37995268...	718.76875005...	592.15812041...	465.54903980...	338.94394942...	212.35112313...	85.8276665
08-04 16:24:44.524	609.17681183...	743.91275292...	878.65687928...	847.66377660...	720.72771802...	593.79230690...	466.85854500...	339.92893723...	213.01196985...	86.1661655
08-04 16:34:44.524	611.48568110...	745.96581767...	880.46655971...	846.17171084...	719.45228999...	592.73370735...	466.01703768...	339.30496808...	212.60660245...	85.9847419
08-04 16:34:44.524	116.43537736...	116.43537736...	116.43537736...	116.43537736...	116.43537736...	116.43537736...	116.43537736...	116.43537736...	116.43537736...	85.9847419
08-04 16:44:44.524	622.72263319...	756.03854249...	889.39481492...	838.58563254...	712.95419902...	587.32384058...	461.69573015...	336.07280117...	210.46500120...	84.9411591
08-04 16:44:44.524	622.72263319...	756.03854249...	889.39481492...	838.58563254...	712.95419902...	587.32384058...	461.69573015...	336.07280117...	210.46500120...	84.9411591
08-04 16:44:44.524	640.34995404...	771.87061145...	903.44676084...	826.49069100...	702.59043017...	578.69143747...	454.79497393...	330.90419562...	207.02982311...	83.2464308
08-04 17:04:44.524	659.00005688...	788.65612208...	918.36660818...	813.42529139...	691.39231676...	569.36067779...	447.33167512...	325.30856710...	203.30244429...	81.3909409
08-04 16:54:44.524	640.34995404...	771.87061145...	903.44676084...	826.49069100...	702.59043017...	578.69143747...	454.79497393...	330.90419562...	207.02982311...	83.2464308
08-04 17:14:44.524	675.02357702...	803.10933543...	922.36695882...	801.96794758...	681.56957856...	561.17245925...	440.77786520...	320.38899501...	200.01675747...	79.7379763
08-04 17:04:44.524	659.00005688...	788.65612208...	918.36660818...	813.42529139...	691.39231676...	569.36067779...	447.33167512...	325.30856710...	203.30244429...	81.3909409
08-04 17:24:44.524	686.84784572...	813.79095158...	912.62460039...	793.43992728...	674.25573618...	555.07259923...	435.89171846...	316.71611088...	197.55608261...	78.484707

图 3-59 遍历分析结果

5) 选中需要时刻的“半长轴控制量”，单击右键【查看详情】，查看遍历分析二级详细结果，如图 3-60 所示。

制量 载入到机动复核						
: -100	da(m): -90	da(m): -80	da(m): -70	da(m): -60	da(m): -50	
32851...	391.42037125...	565.31769736...	nan	nan	nan	
19041...	388.02612409...	562.28550076...	736.57280106...	910.87241629...	791.57611712...	
77341...	389.38669896...	563.44277821...	737.56153136...	911.70739168...	790.93018349...	
23226...	399.26047856...	572.1389...	7595...	918.17651767...	785.67759087...	
95347...	415.43945182...	586.45698535...	757.62878291...	928.86973930...	776.90172528...	
36191...	432.40524812...	601.53921011...	770.82388602...	929.17474939...	767.48296003...	
16708...	446.48962171...	614.12001445...	781.86052656...	919.55137247...	759.46178764...	

图 3-60 查看详情界面

6) 根据所得结果，筛选“2022/08/04 12:41:49.451”控制时刻，对应的“半长轴控制量”为“-40.000m”。

7) 选中该数据，单击【载入机动复核】。

(2) 优化算法

- 1) 选择优化分析进行机动规划分析，输入【规避门限值】为“200m”。
- 2) 点击【计算】按钮。
- 3) 得到最优的等效距离所对应的信息。

控制时刻	2022/08/04 14:13:19.450
半长轴控制量	-71.757m
交会时刻	2022/08/05 17:25:53.720
等效距离	929.811m
总距离	9298.106m
径向距离	-139.961m
横向距离	7812.762m
法向距离	5039.437m

4) 计算完毕后，单击【结果】按钮，查看优化分析结果。

5) 根据最优时刻数据，单击【载入机动复核】。

3.7.5 机动复核

(1) 载入到机动复核

1) 点击【载入到机动复核】按键，载入到“机动复核”功能界面中，如图 3-61 所示。

2) 检验【控制时刻】为 2022/08/04 12:41:49.451 对应的【半长轴控制量】“-40.000m”，是否是可行的规避控制策略。

3) 点击【计算】按钮。

(2) 结果展示

1) 根据计算结果可以得出，在前后多个轨道圈次内，该策略满足规避效果约束。

交会时刻(UTC)	等效距离(m)	总距离(m)	R(m)	T(m)	N(m)	接近角(°)
2022/08/06 02:27:0...	96.221	962.206	-48.509	-537.377	796.689	112.060

主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(m)	相对距离(m)	径向距离(m)	横向距离(m)	另存为
1	state_chaser...	state_target...	08-05 01:33:43...	9604.71086808879	96047.1086808879	-752.540780523173	80982.5759850793 5163
2	state_chaser...	state_target...	08-05 03:08:09...	7753.01882050094	77530.1882050094	-479.148059624205	65328.0283112181 4174
3	state_chaser...	state_target...	08-05 03:55:24...	10665.5382033888	93805.093983487	10665.5382033888	78380.8476597455 -504
4	state_chaser...	state_target...	08-05 04:42:35...	5933.62903381219	59336.2903381219	-307.031503478708	49965.15988727 3200
5	state_chaser...	state_target...	08-05 05:29:50...	10931.460709817	75664.0121473804	10931.460709817	62926.6323590078 -405
6	state_chaser...	state_target...	08-05 06:17:02...	4108.77987561592	41087.7987561592	-182.453297226488	34575.4530816465 2219
7	state_chaser...	state_target...	08-05 07:04:16...	11185.6530038516	57599.7574851416	11185.6530038516	47458.3828756871 -306
8	state_chaser...	state_target...	08-05 07:51:28...	2247.6269785074	22476.2697850739	-111.813362594513	18900.720603464 1216

图 3-61 机动复核结果界面

2) 点击数据【另存为】功能，存储 txt 格式数据。

3.7.6 偏差机动复核

(1) 载入机动复核

1) 通过机动规划分析后，点击【载入到机动复核】按键，载入到“偏差机动复核”功能界面中。

2) 检验数据。检查【控制时刻】“2022/08/04 14:13:19.450”对应的【半长轴控制量】“-71.757 m”，是否是可行的规避控制策略。

(2) 估算半长轴偏差

1) 点击【半长轴偏差估算】按钮，根据具体航天器的性能进行估算，默认输入为以下表格数值。

名称	均值	标准差 3σ
发动机推力 (N)	100	3
航天器质量 (kg)	100	0.3
开机时长 (sec)	1	0.03
推力方位角 (deg)	0	0.003
推力俯仰角 (deg)	0	0.003

2) 单击“半长轴偏控制偏差结算”页面的【计算】按钮，得到【半长轴标准差 3σ (m)】结果为“76.8550912058161”。



图 3-62 半长轴控制偏差解算结果

3) 关闭该页面，计算出的“半长轴标准差 3σ ”数值直接载入“偏差机动复核”功能界面【半长轴标准差 3σ (m)】的输入框中。



图 3-63 半长轴标准差载入

(3) 控制偏差预报

- 1) 点击“偏差机动复核”功能界面的【计算】按钮。
- 2) 根据偏差机动复核结果，单击【控制偏差预报】按键，设定“预报时长”为 86400s，“预报步长”为 60s。
- 3) 单击“控制偏差预报”的【计算】按钮，直接生成相应的“坐标图”和“表格”，查看偏差预报的详细情况。

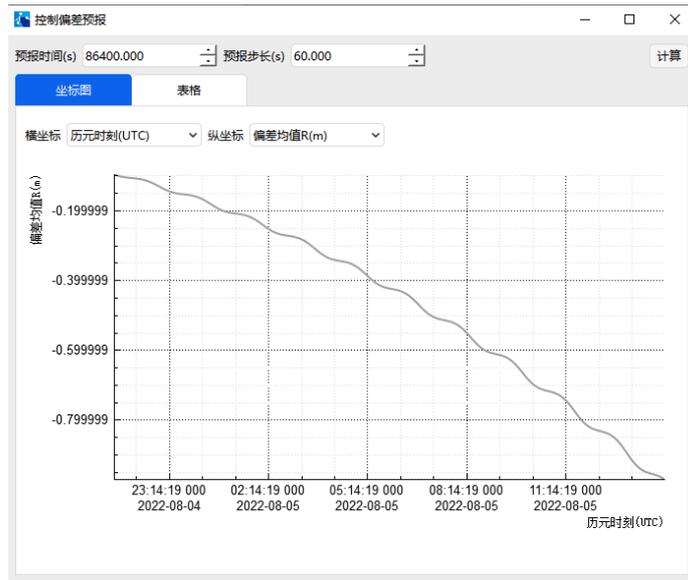


图 3-64 控制偏差预报界面

4) 单击【坐标图】，根据需求选择合适的“横坐标”和“纵坐标”，查看偏差预报坐标图。

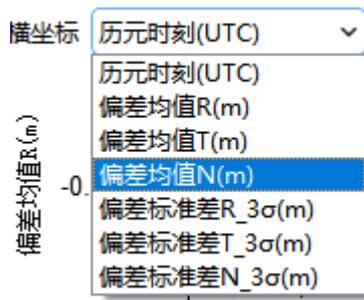


图 3-65 偏差预报横坐标选择

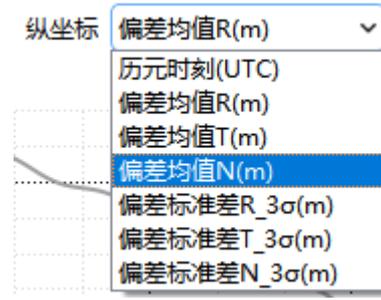


图 3-66 偏差预报纵坐标选择

(4) 查看结果与存储

1) 单击【表格】功能，查看控制偏差预报的具体数值。若需重新预报则再次输入数值，即可重新生成坐标图和表格数据。

2) 单击【另存为】，存储控制偏差预报的 txt 格式数据结果。

Beijing Time	mean R(m)	mean T(m)	mean N(m)	sigma R(m)	sigma T(m)	sigma N(m)	covRT(m ²)
2022-08-04 22:14:19.4500	1.24349e-06	-1.57746e-07	1.03978e-08	0.169544	2.54275	0.000171036	0.431107
2022-08-04 22:15:19.4499	1.2388e-06	-3.23449e-07	1.04547e-08	0.677398	5.04042	0.000670981	3.41437
2022-08-04 22:16:19.4499	1.23077e-06	-5.19124e-07	7.08882e-09	1.52128	7.44817	0.00147884	11.3307
2022-08-04 22:17:19.4499	1.23274e-06	-7.09028e-07	2.0456e-09	2.69742	9.72151	0.00257186	26.223
2022-08-04 22:18:19.4499	1.23249e-06	-8.22679e-07	1.25267e-08	4.20059	11.8166	0.00392539	49.6366
2022-08-04 22:19:19.4500	1.23986e-06	-9.94829e-07	3.33932e-09	6.02413	13.6903	0.00551268	82.4722
2022-08-04 22:20:19.4500	1.25432e-06	-1.11303e-06	3.54641e-09	8.15997	15.3006	0.00730477	124.853

图 3-67 控制偏差预报数据存储

3) 根据输入的控制时刻、半长轴控制量和半长轴标准差，单击【计算】按钮，通过结果可以得出，在前后多个轨道圈次内，验证该机动策略是否满足规避

效果约束。

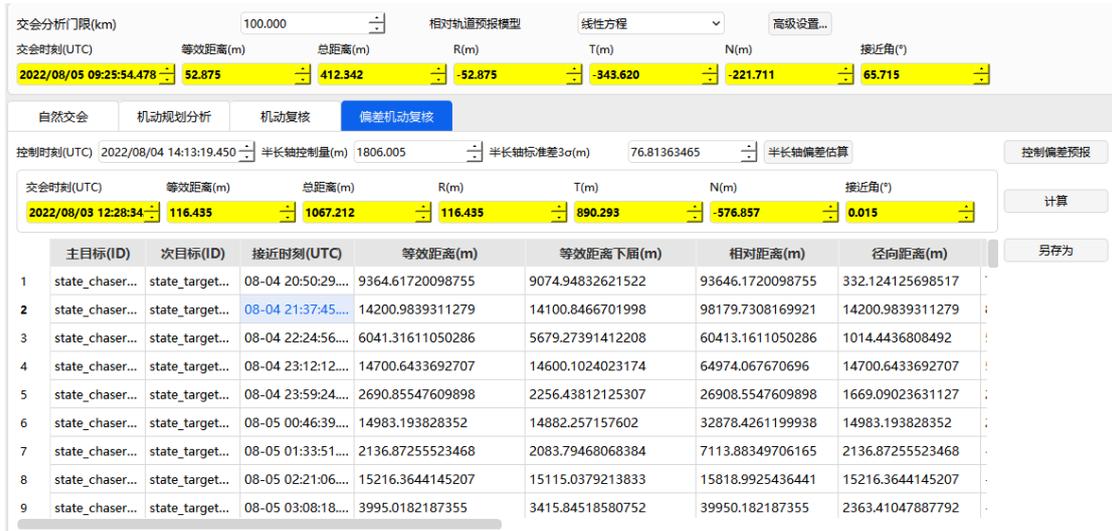


图 3-68 偏差机动复核结果界面

4) 点击【另存为】功能，存储 txt 格式数据。

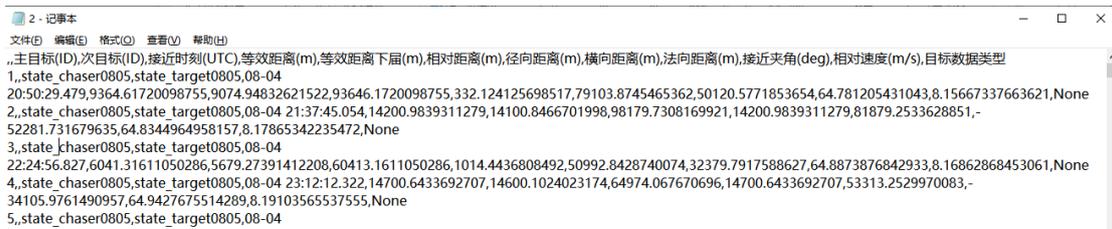


图 3-69 偏差复核数据存储

3.8 二次开发案例

3.8.1 案例想定

本案例通过二次开发 Connect 模式，使用 Matlab 接口，新建场景和卫星对象并运行。注意必须保持 ATK 为打开状态。具体内容包括：

- (1) 打开 Matlab，打开命令行窗口。
- (2) 输入连接语句，与 ATK 进行连接。
- (3) 新建场景，设置场景属性。
- (4) 新建对象，设置对象属性。
- (5) 运行。
- (6) 保存场景后与 ATK 断开连接。

3.8.2 脚本展示

```

命令行窗口
>> conID = atkOpen();
>> atkConnect(conID, 'New', '/ Scenario Scenario1');
>> atkConnect(conID, 'SetAnalysisTimePeriod', '* "24 Jun 2028 16:24:55.000" "30 Jun 2028 02:00:00.000"');
>> atkConnect(conID, 'Animate', '* Reset');
>> atkConnect(conID, 'New', '/ Satellite Satellite1');
>> atkConnect(conID, 'SetState', '*/Satellite/Satellite1 Cartesian HPOP "24 Jun 2028 16:24:55.000" "30 Jun 2028 02:00:00.000" 60 j2000 "24 Jun 2028 16:24:55.000" 7678137 0 0 0 6789.5303 3686.414174');
>> atkConnect(conID, 'Animate', '* Start');
>> atkConnect(conID, 'Animate', '* Pause');
>> atkConnect(conID, 'Save', '/ *');
>> atkClose(conID)
fx >>

```

图 3-70 命令行窗口运行界面

- (1) 打开 Matlab，打开命令行窗口。
- (2) 输入连接语句，与 ATK 进行连接。

%与 ATK 进行连接，IP 地址请输入本机地址，示例中为 127.0.0.1。端口号默认为 6655
conID = atkOpen('127.0.0.1',6655);

- (3) 新建场景，设置场景分析时间。

```

%新建一个名为 Scenario1 的场景
atkConnect(conID, 'New', '/ Scenario Scenario1');
%设置场景分析时间段，并重置界面
atkConnect(conID, 'SetAnalysisTimePeriod', '* "24 Jun 2028 16:24:55.000" "30 Jun 2028 02:00:00.000"');
atkConnect(conID, 'Animate', '* Reset');

```

- (4) 新建卫星，设置卫星属性。

```

%新建卫星
atkConnect(conID, 'New', '/ Satellite Satellite1');
%设置卫星属性
atkConnect(conID, 'SetState', '*/Satellite/Satellite1 Cartesian HPOP "24 Jun 2028 16:24:55.000" "30 Jun 2028 02:00:00.000" 60 j2000 "24 Jun 2028 16:24:55.000" 7678137 0 0 0 6789.5303 3686.414174');

```

- (5) 运行。

```

%开始仿真
atkConnect(conID, 'Animate', '* Start');

```

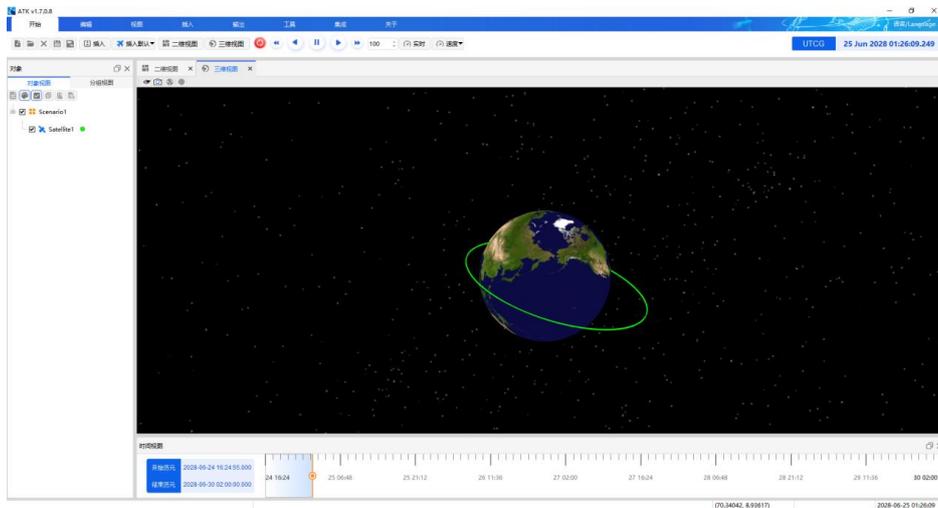


图 3-71 Matlab 接口驱动 ATK 运行结果

(6) 暂停仿真。

```
% 暂停仿真  
atkConnect(conID, 'Animate', '* Pause');
```

(7) 结束仿真并重置仿真时间。

```
% 结束仿真并重置仿真时间  
atkConnect(conID, 'Animate', '* Reset');
```

(8) 仿真结束后，可以保存场景并与 ATK 断开连接（注：仿真运行过程中无法保存场景）。

```
% 保存此场景  
atkConnect(conID, 'Save', '/ *');  
% 与 ATK 断开连接  
atkClose(conID);
```

3.9 巨型星座设计案例

3.9.1 案例想定

本案例构想设计一个超过 7000 颗卫星的低轨巨型星座。种子卫星轨道高度为 700km，轨道倾角为 65° 的圆形轨道。星座包含 30 个轨道平面，每个轨道平面包含 300 颗卫星。采用 walker 星座构型。

3.9.2 星座构型说明

本星座设置 30 个轨道面，每个轨道面 250 颗卫星，轨道高度 700km，轨道倾角 65° 。

3.9.3 创建任务场景与对象

(1) 新建想定

运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】新建一个想定“HugeConstellation”。

(2) 设置仿真时间

1) 在“ATK：新建想定向导”弹窗中设置时间段。

开始历元 (UTC)	2024-03-18 00:00:00
结束历元 (UTC)	2024-03-19 00:00:00

2) 点击【确定】完成场景建立。

(3) 创建及编辑巨型星座对象

1) 点击工具栏【开始】中的【插入  插入】创建卫星集群对象。

2) 选择“想定对象”——“卫星集群”，“选择插入方式”——“插入默认类型”，点击【插入...】，点击【关闭】。

3.9.4 设置工作星轨道参数

右键单击对象“SatelliteCollection1”，选择【属性】，出现卫星集群参数设置界面，上半部分为 Walker 星座参数设置、下半部分为分组属性设置。

(1) Walker 星座设置

1) 轨道预报器选择“二体”。

2) 双击“Shell1”设置 Walker 星座属性。参数设置如图 3-72 所示。点击“确定”，退出属性设置。

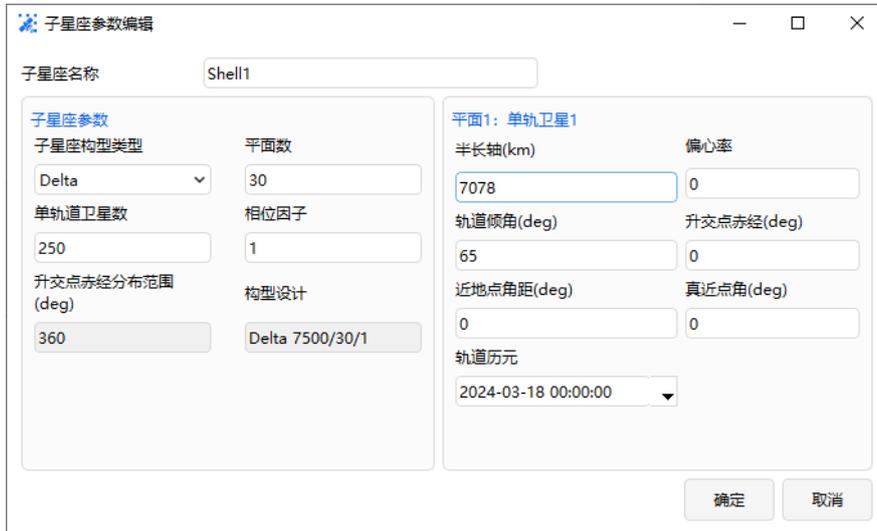


图 3-72 Walker 星座属性设置

3) 分组设置卫星显示属性：可以统一设置整个星座的展示，也可以分轨道面设置卫星的展示形式。所有卫星设置为绿色，单击 shell1 左侧箭头展示所有轨道面，设置平面 1 为黄色，平面 2 设置为蓝色，去除勾选“所有卫星-显示标签”如图 3-73 所示。点击“确定”完成设置。

名称	分组中对象数	显示	显示标签	颜色
所有卫星	7500	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
▼ Shell1	7500	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
平面_1	250	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
平面_2	250	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
平面_3	250	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
平面_4	250	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	
平面_5	250	<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	

图 3-73 Walker 星座分组展示属性设置

(2) 运行场景

点击“开始- ”运行场景，可以看到平面 1/2 分别为黄色与蓝色，其他轨道面默认为绿色，如图 3-74 所示。

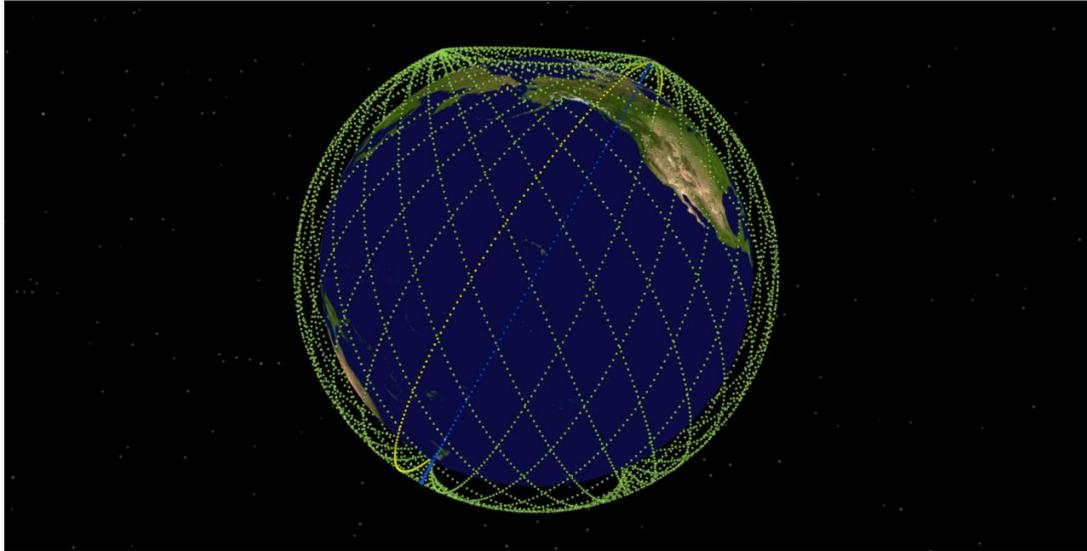


图 3-74 Walker 巨型星座

3.10 初轨生成案例

3.10.1 案例想定

本案例生成一个晨昏轨道卫星，升交点地方时 6:30。

3.10.2 创建任务场景与对象

(1) 新建想定

运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】新建一个想定“Morningandusktracks”。

(2) 设置仿真时间

1) 在“ATK：新建想定向导”弹窗中设置时间段。

开始历元(UTC)	2024-03-18 00:00:00
结束历元(UTC)	2024-03-19 00:00:00

2) 点击【确定】完成场景建立。

(3) 创建卫星对象

1) 点击工具栏【开始】中的【插入  插入】创建卫星对象。

2) 选择“想定对象”——“卫星”，“选择插入方式”——“轨道生成向导”，点击【插入...】，窗口如图 3-75 所示。

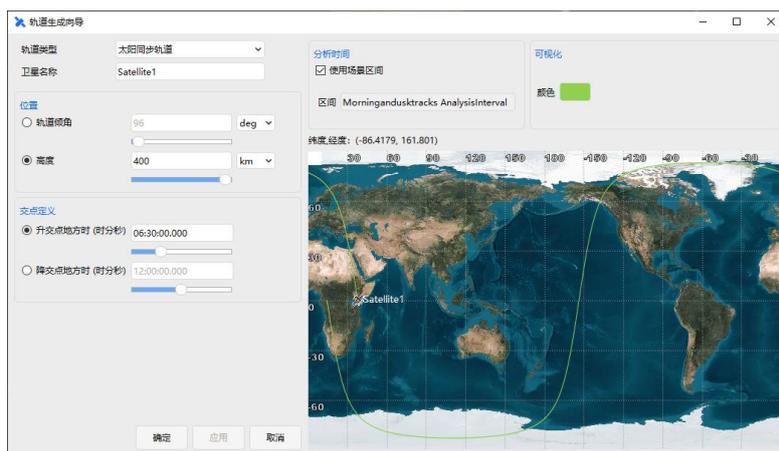


图 3-75 轨道生成向导页面属性设置

(4) 使用轨道生成向导设置卫星属性

- 1) “轨道类型” 选择 “太阳同步轨道”。
- 2) “轨道高度” 设置为 400km。
- 3) “升交点地方时” 设置为 “06:30:00”。
- 4) 点击 “确定” 创建卫星。

(5) 运行场景

点击 “开始-  ” 运行场景，创建卫星如图 3-76 所示。



图 3-76 太阳同步轨道卫星三维态势展示

3.11 区域覆盖案例

3.11.1 案例想定

本案例模拟卫星群组对某指定区域的覆盖分析。覆盖区域范围：纬度 -20° ~ 20° ，经度 150° ~ 180° 。卫星选择星链卫星进行分析。

3.11.2 创建任务场景与对象

(1) 新建想定

运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】新建一个想定 “AreaCoverage”。

(2) 设置仿真时间

1) 在“ATK：新建想定定向导”弹窗中设置时间段。

开始历元(UTC)	2024-03-19 00:00:00
结束历元(UTC)	2024-03-20 00:00:00

2) 点击【确定】完成场景建立。

(3) 创建及编辑覆盖对象

1) 点击工具栏【开始】中的【插入  插入】创建覆盖定义对象。

2) 选择“想定对象”——“覆盖定义”，“选择插入方式”——“插入默认类型”，点击【插入...】，点击【关闭】。

3) 右键点击对象浏览器中“CoverageDefinition1-属性”，出现覆盖定义的属性设置页面。

4) 选择“基本-网格”，“网格区域配置参数”与“网格定义”参数设置如图 3-77 所示。点击【确定】关闭属性窗口，区域定义在场景中展示如图 3-78 所示。



该截图展示了覆盖定义属性设置窗口的两个部分。左侧为“网格区域配置参数”，包含以下配置项：

类型	经纬度区域
最小纬度(deg)	-20
最小经度(deg)	150
最大纬度(deg)	20
最大经度(deg)	180

右侧为“网格定义”，包含以下配置项：

经纬度(deg)	5
点高度(km)	0

图 3-77 覆盖定义属性设置

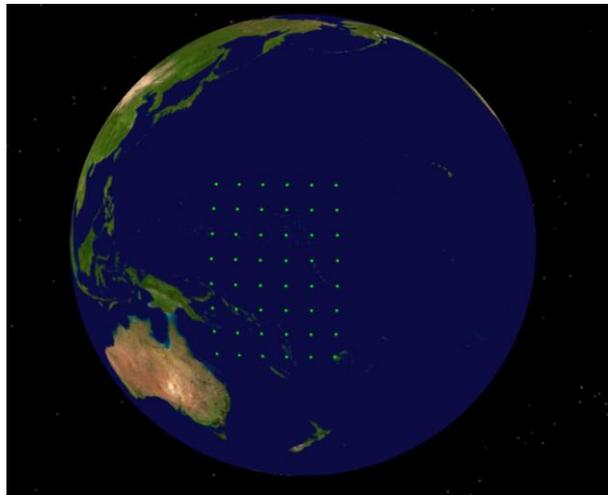


图 3-78 覆盖定义区域

(4) 创建卫星对象

1) 点击工具栏【开始】中的【插入  插入】创建卫星对象。

2) 选择“想定对象”——“卫星”，“选择插入方式”——“从 TLE 文件”，点击【插入...】，出现窗口，“数据源”选择由“celestrak”下载的 last-30-days.txt 卫星 TLE 数据文件。

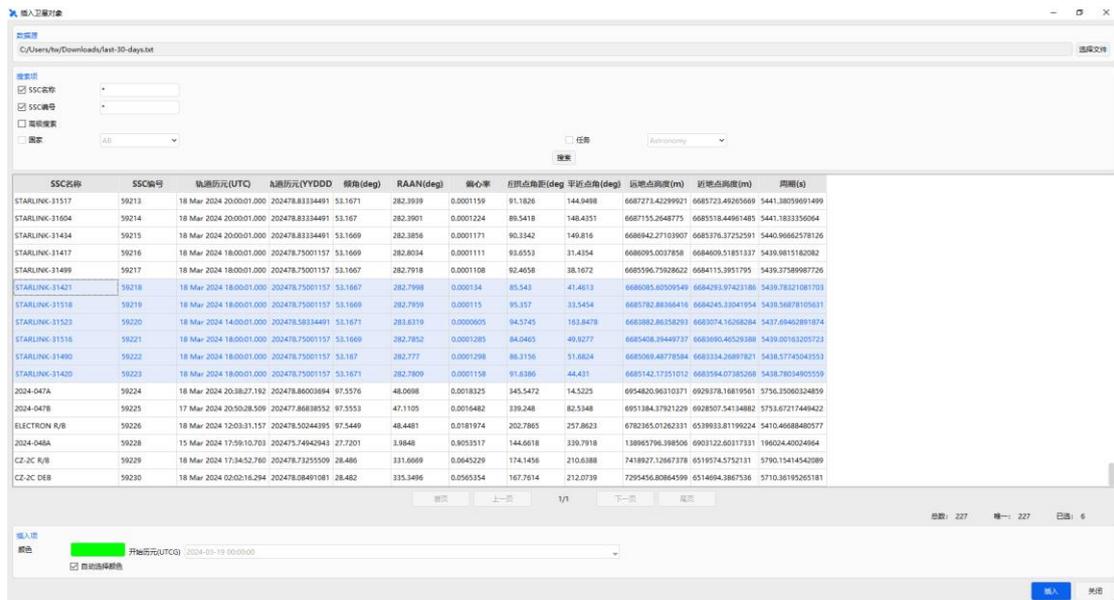


图 3-79 由 TLE 文件插入卫星窗口

3) 按住电脑 shift 键，选择六颗 starlink 卫星，点击【插入...】，场景如图 3-80 所示。

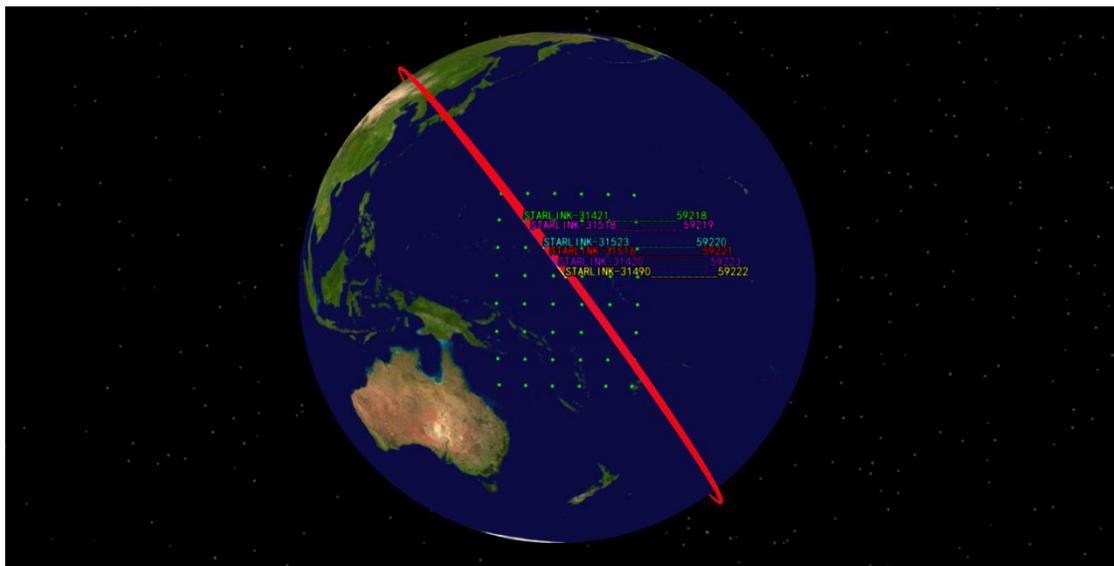


图 3-80 区域覆盖三维场景

3.11.3 区域覆盖分析及结果查看

(1) 区域覆盖分析

- 1) 点击“工具-区域覆盖分析”出现区域覆盖分析功能窗口。
- 2) 点击【选择对象】，在“选择对象”窗口中选择“CoverageDefinition1”，点击确定。
- 3) 计算时间选择默认的场景仿真时间。
- 4) “品质参数”中“覆盖定义”设置为“简单覆盖”，“覆盖品质值”设置为1。

5) 选择所有 starlink 卫星，点击【计算...】，如图 3-81 所示。

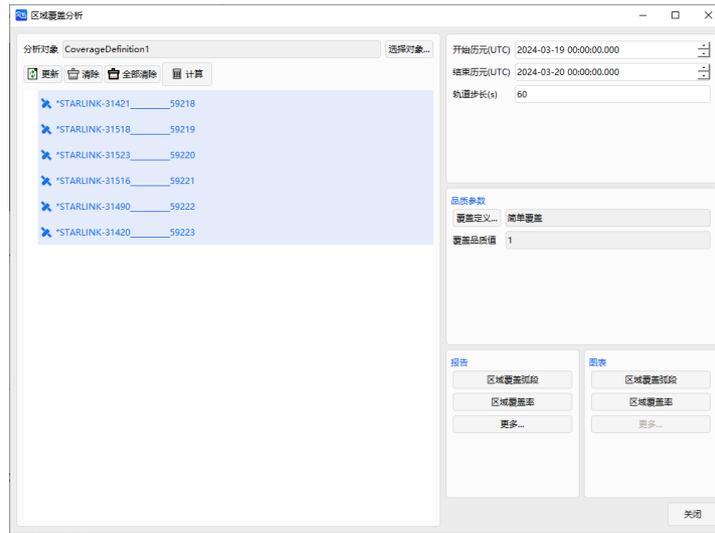


图 3-81 区域覆盖功能窗口

(2) 区域覆盖分析结果查看

计算结束后，在右下方“报告”/“图表”区域可查看区域覆盖分析结果，如图 3-82、图 3-83 所示。

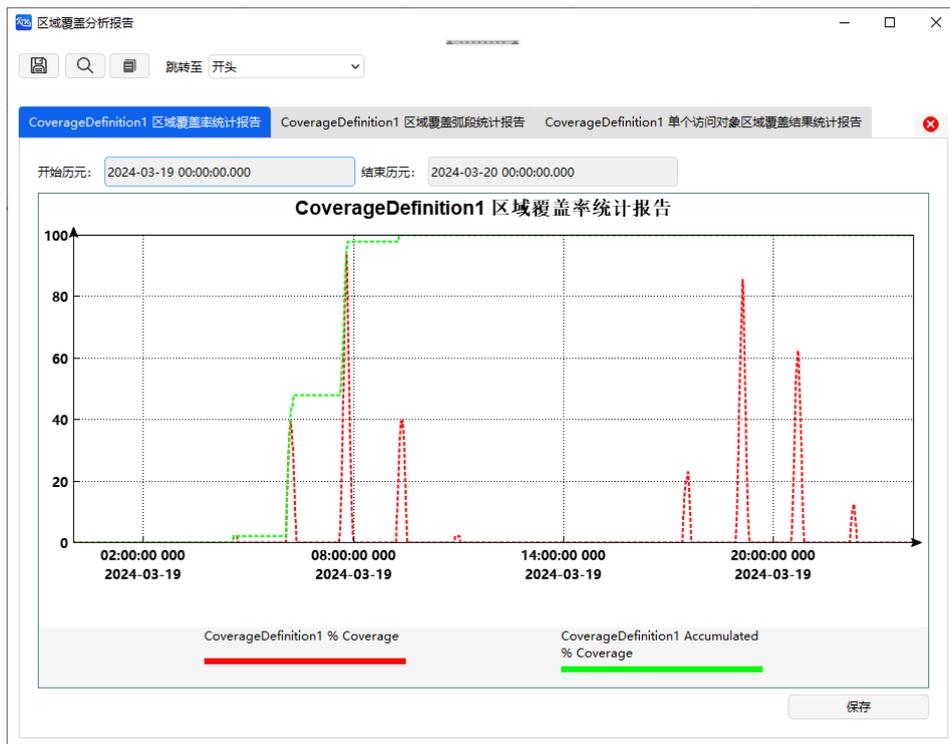


图 3-82 区域覆盖率统计报告

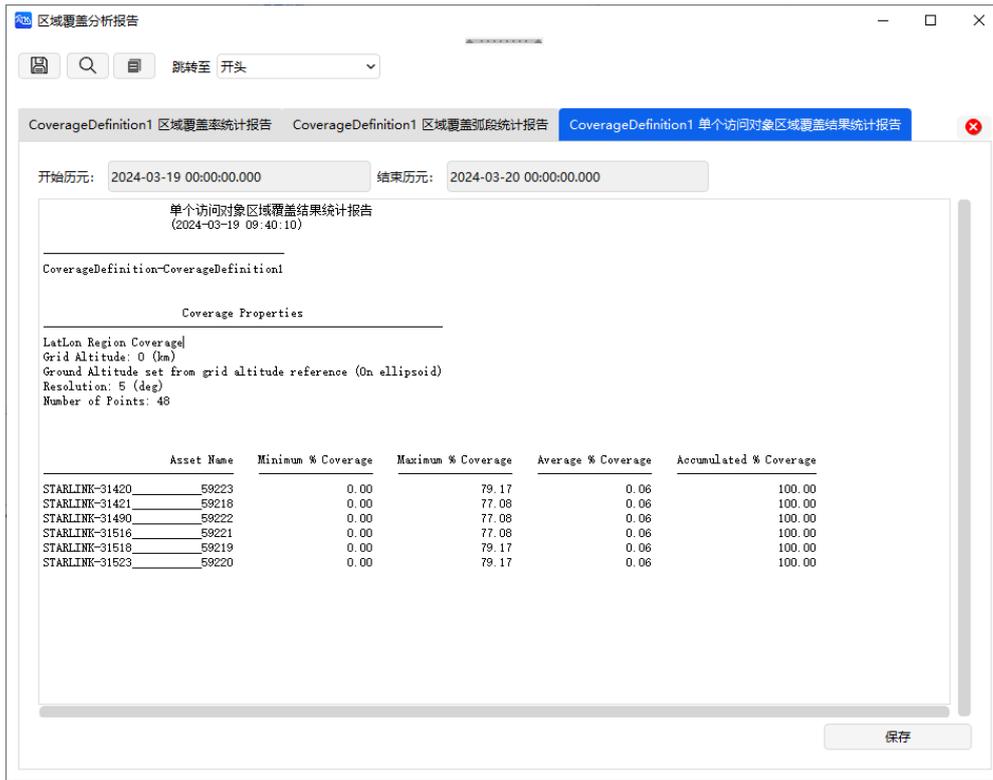


图 3-83 单个访问对象区域覆盖结果统计报告

3.12 RPO 案例

3.12.1 案例想定

为了更好地为卫星提供服务（维修、加注燃料等），接触前的环绕观测必不可少。因此，本案例将模拟一次为地球同步轨道卫星在轨服务前的环绕观测任务，水滴绕飞模式。

3.12.2 任务控制序列说明

为了模拟该水滴绕飞任务过程，构建以下任务序列：

- (1) 一个初始状态段：包含工作卫星的一个初始状态段。
- (2) 一个水滴绕飞段：用于执行对目标的水滴绕飞任务。

3.12.3 创建任务场景与对象

(1) 新建想定

运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】新建一个想定“Teardrop”。

(2) 设置仿真时间

1) 在“ATK：新建想定向导”弹窗中设置时间段。

开始历元(UTC)	2007-03-08 00:00:00.000
结束历元(UTC)	2007-03-13 00:00:00.000

2) 点击【确定】完成场景建立。

(3) 创建及编辑卫星对象

1) 点击工具栏【开始】中的【插入 】创建卫星对象。

2) 选择“想定对象”——“卫星”，“选择插入方式”——“插入默认类型”，点击【插入...】，点击【关闭】。

3) 在左侧“对象”页面上，右键单击卫星“Satellite1”和“Satellite2”，选择【重命名 】，将其命名为“工作星”和“服务星”。

3.12.4 设置工作星轨道参数

右键单击卫星“工作星”，选择【属性】，出现卫星参数设置界面，选择“轨道预报器”——“HPOP”。

(1) 轨道历元设置

设置“轨道历元 (UTCG)”——“2007-03-08 00:00:00.000”。

(2) 坐标相关设置

选择“坐标系”——“Earth CAsJ2000Axes”，“坐标类型”——“轨道根数”，设置轨道根数。

半长轴	42164km
偏心率	0
轨道倾角	0°
升交点赤经 (RAAN)	0°
近拱点角距	0°
真近点角	0°

3.12.5 设置服务星初始状态和水滴绕飞段

(1) 定义初始状态段

参照 1.1.1.4 的方式定义服务星的初始状态。或者采用相对于“工作星”的相对坐标系的方式定义初始状态段。

(2) 水滴绕飞段的轨道预报器设置

1) 选择“新增”——“插入 RPO 段”——“受控相对运动”——“水滴绕飞段”。

2) 点击“轨道预报”——【高级设置...】。

3) 选择“中心天体”——“Earth”，“引力”中选择“引力场模型”——“JGM3”，勾选“大气阻力摄动”——“采用”，其余不勾选。

4) 点击【确定】。



图 3-84 轨道预报器设置

(3) 水滴受控绕飞的参数设置

在右侧设置“参考航天器”为“工作星”，并设置相关参数。

NumCircles	5
TearDrop_TurnAround	20000m
TearDrop_Maneuver	-30000m
Transfer_Duration	86400
Way_MaxDegrees	10
SolveMethod	微分修正一

3.12.6 运行任务控制序列

由于 RPO 段是预先构建好的，具有便于操作的特性，整个水滴绕飞任务控制序列构建仅由两部分构成，设置完毕后左侧的段节点操作区呈现为如图 3-85 所示。

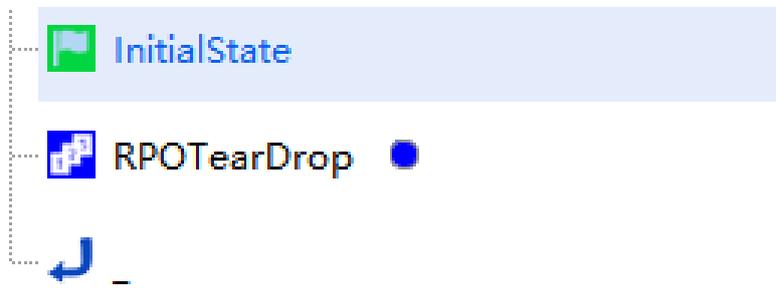


图 3-85 水滴绕飞段序列

(1) 运行结果显示

1) 点击【运行 】按钮，任务控制序列开始计算。弹窗可以查看运

行状态和计算时间。

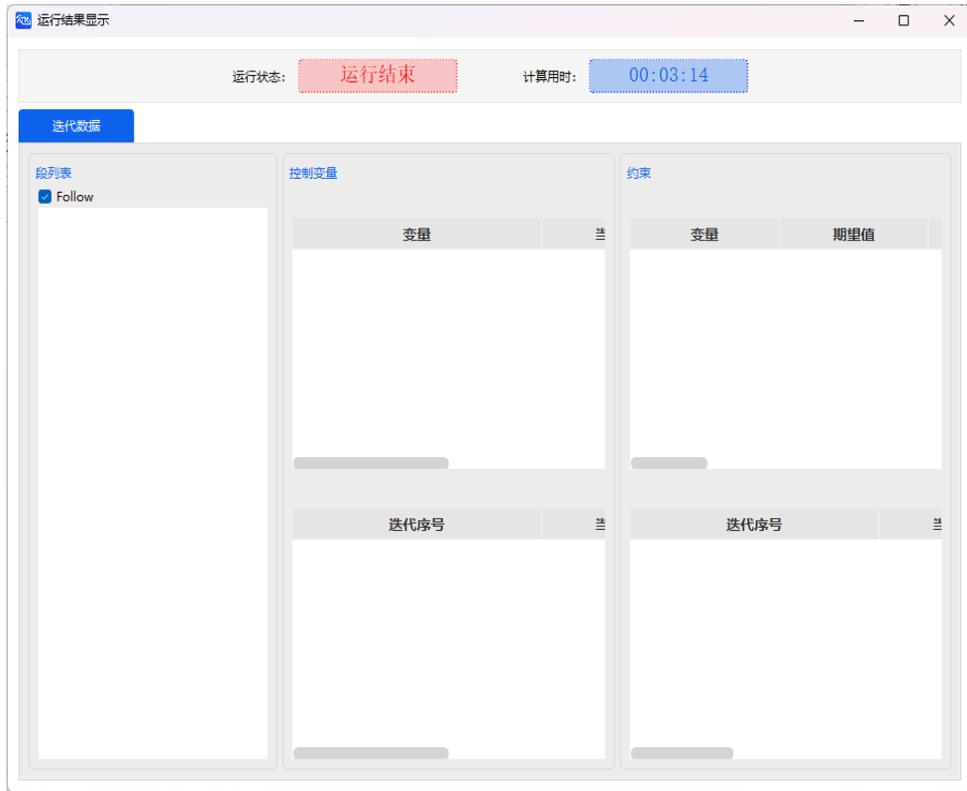


图 3-86 运行状态显示

2) 点击“RPOtearDrop”右侧页面的“结果数据”，可查看任务控制序列中每一次脉冲施加的时刻与脉冲量大小。

(2) 三维视图显示

点击【视图】下的【三维视图】按钮，选择左上角的“局部视点”，然后依次选择“卫星”，“工作星”，即可将视角规定在“工作星”上。

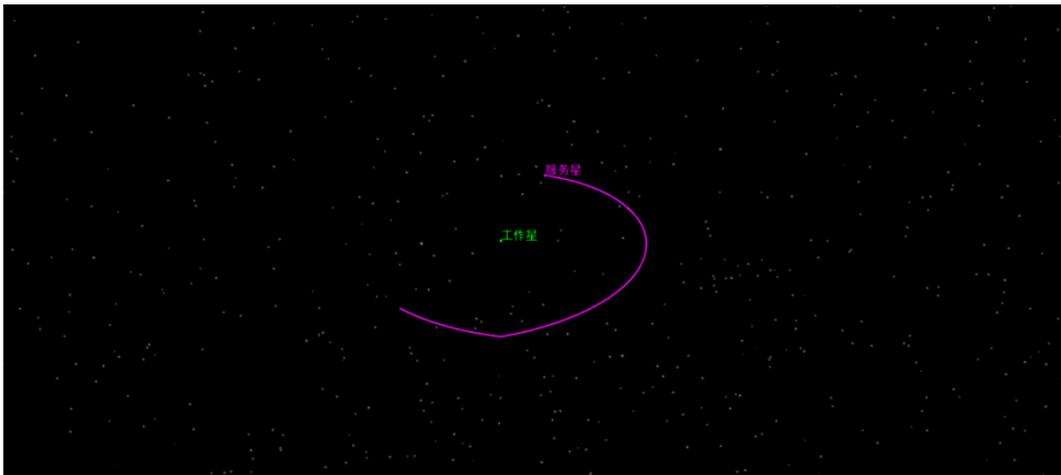


图 3-87 水滴绕飞相对轨迹示意图

图 3-87 中紫红色轨迹是“服务星”相对于“工作星”的水滴绕飞轨迹，绿色点为相对坐标系的坐标原点，即工作星的位置。

3.13 偏差分析案例

3.13.1 案例想定

本案例使用偏差分析功能，使用四种偏差演化方法，通过定义输入输出参数的坐标系、输入参数的偏差分布以及飞行轨道，通过偏差估计段分析出终端时刻的统计参数，即协方差与均值。

3.13.2 创建任务场景与对象

(1) 新建想定

运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】新建一个想定“Teardrop”。

(2) 设置仿真时间

1) 在“ATK：新建想定向导”弹窗中设置时间段。

开始历元(UTC)	2007-03-25 00:00:00.000
结束历元(UTC)	2007-03-26 00:00:00.000

2) 点击【确定】完成场景建立。

3.13.3 插入对象并进行偏差分析属性设置

插入一颗卫星，偏差分析模块位于卫星的“轨道预报器”属性中，如图 3-88 所示。

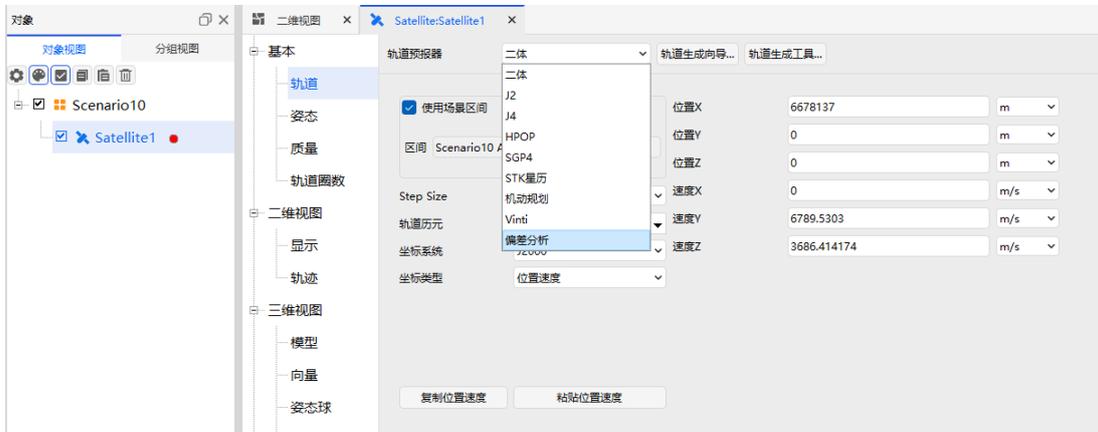


图 3-88 卫星偏差分析属性设置

(1) 插入偏差分析段

值得注意的是，所有的偏差演化结果分析，都是基于偏差分析段完成的，因此，对于需要进行偏差分析的轨道序列段，先插入偏差分析段，在基于偏差分析段插入对应的轨道序列段，如图 3-89 所示。

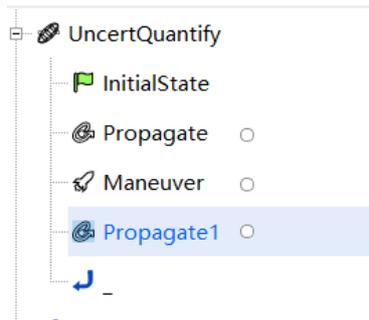


图 3-89 轨道序列

(2) 定义初始状态

插入初始段，确定轨道初始状态，包括轨道历元、轨道坐标系以及轨道参数，并勾选输入偏差。

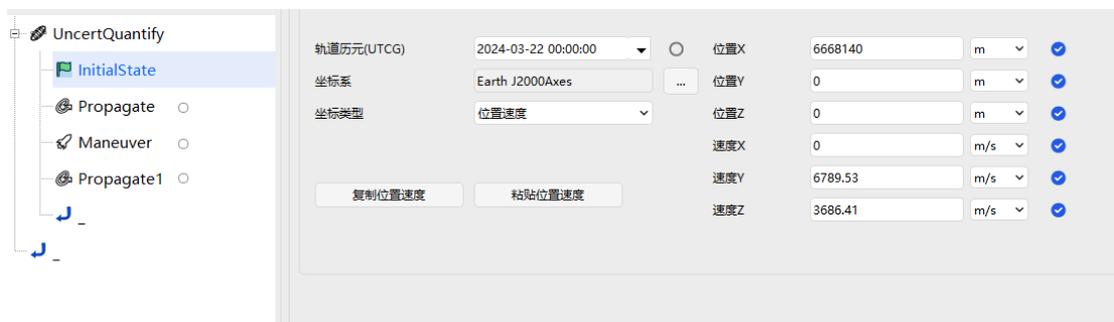


图 3-90 初始段设置

(3) 设置预报时间

插入预报段，设置停止条件，选择 `CAsStopDuration`，在触发值栏设置预报时间。

(4) 设置机动量

插入机动段，选择机动类型与推力坐标系，设置速度增量参数并勾选所需分析的机动偏差，如图 3-91 所示。



图 3-91 机动段设置

(5) 输出参数设置

选择所需分析时刻对应的预报器，设置输出结果，如图 3-92 所示。

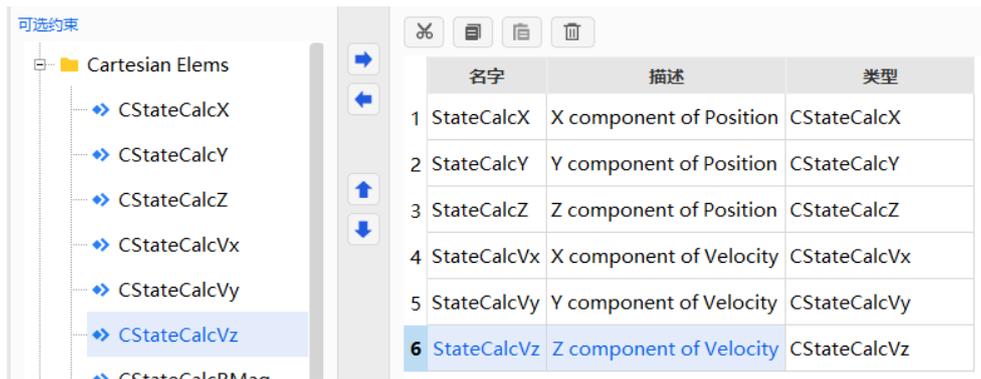


图 3-92 输出参数设置页面

(6) 偏差序列段界面设置。

打开偏差序列段，界面如图 3-93 所示。

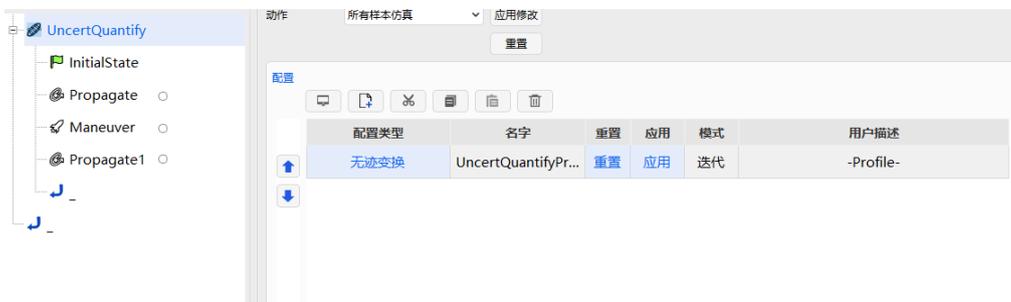


图 3-93 偏差序列段设置

通过新增选项  选择偏差演化方法并双击插入，如图 3-94 所示。

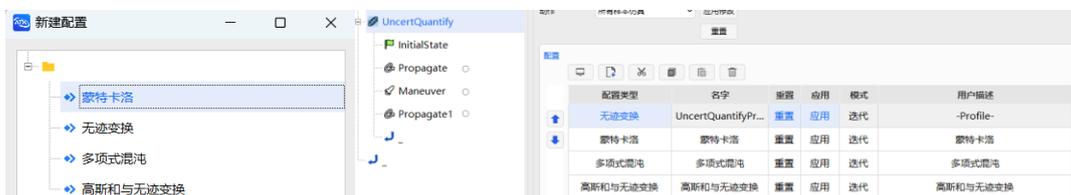


图 3-94 插入偏差演化方法

插入的偏差演化方法的启动状态默认开启，通过单击【模式】，选择迭代或不激活，确定该模块是否开启，如图 3-95 所示。

配置类型	名字	重置	应用	模式	用户描述
无迹变换	UncertQuantifyPr...	重置	应用	迭代	-Profile-
蒙特卡洛	蒙特卡洛	重置	应用	迭代 不激活	蒙特卡洛
多项式混沌	多项式混沌	重置	应用	迭代	多项式混沌
高斯和与无迹变换	高斯和与无迹变换	重置	应用	迭代	高斯和与无迹变换

图 3-95 设置偏差演化方法状态

(7) 偏差序列段输入输出参数设置

选中配置类型并打开，设置输入偏差与输出偏差，界面如图 3-96 所示。

分布类型 高斯分布

输入偏差量

初始协方差矩阵

应用	名字	标称值	对象	显示的单位
1 <input type="checkbox"/>	X	6668140	UncertQuantify.InitialState	m
2 <input type="checkbox"/>	Y	0	UncertQuantify.InitialState	m
3 <input type="checkbox"/>	Z	0	UncertQuantify.InitialState	m

初始标称值 6668140 m 均值 -1.1e+20 m

初始样本值 0 m 标准差 1.1e+20 m

输出偏差量

终端协方差矩阵

应用	名字	标称值	对象	显示的单位
1 <input type="checkbox"/>	StateCalcX	0	UncertQuantify.InitialState	m
2 <input type="checkbox"/>	StateCalcY	0	UncertQuantify.InitialState	m
3 <input type="checkbox"/>	StateCalcZ	0	UncertQuantify.InitialState	m

终端标称值 0 m 均值 -1.1e+20 m

终端样本值 0 m 标准差 1.1e+20 m

图 3-96 偏差序列输入输出参数设置

选择输入偏差的分布类型，如图 3-97 所示。

分布类型 高斯分布

输入偏差量 高斯分布 均匀分布

图 3-97 偏差类型选择

定义输入偏差量。在输入偏差量的应用栏下勾选输入参数，并设置对应的均值与方差，如图 3-98 所示。

输入偏差量

初始协方差矩阵

应用	名字	标称值	对象	显示的单位
1 <input checked="" type="checkbox"/>	X	6668140	UncertQuantify.InitialState	m
2 <input checked="" type="checkbox"/>	Y	0	UncertQuantify.InitialState	m
3 <input checked="" type="checkbox"/>	Z	0	UncertQuantify.InitialState	m

初始标称值 6668140 m 均值 0 m

初始样本值 0 m 标准差 10 m

图 3-98 偏差量设置

也可通过【初始协方差矩阵】按钮查看初始协方差矩阵。在输出偏差量下勾选输出参数，如图 3-99 所示。



图 3-99 协方差矩阵设置

3.13.4 查看轨道偏差分析结果

(1) 计算结果

点击确定，关闭偏差参数设置窗口，回到偏差分析段页面，点击左上角运行按钮，分析终端时刻的轨道偏差演化结果，如图 3-100 所示。

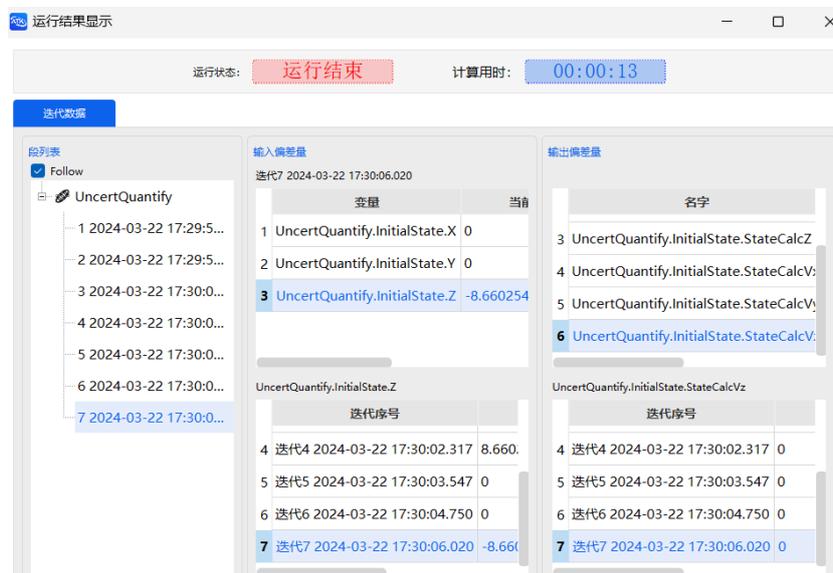


图 3-100 偏差分析计算结果展示

(2) 查看结果

关闭运算页面，打开偏差分析时使用的配置类型，点击输出偏差量的终端协方差矩阵，查看偏差演化结果，如图 3-101 所示。

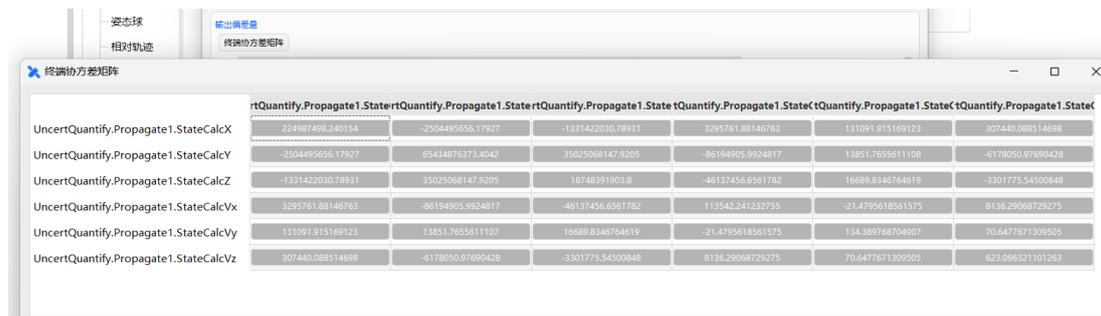


图 3-101 协方差矩阵偏差演化结果

3.14 高级星座设计案例

3.14.1 案例想定

本案例设计一个对指定区域覆盖的有轨道参数和视角约束的星座。星座覆盖区域设置为全球。覆盖类型为简单覆盖，星上载荷半张角设置为 65 度。Walker 星座轨道高度为 0~2000km，升交点赤经和近地点辐角变化范围为 0~360 度。

3.14.2 创建任务场景

(1) 新建想定

运行 ATK.exe，点击【新建一个想定文件】新建一个想定“AdvancedConstellation”。

(2) 设置仿真时间

1) 在“ATK：新建想定向导”弹窗中设置时间段。

开始历元(UTC)	2024-03-19 00:00:00
结束历元(UTC)	2024-03-20 00:00:00

2) 点击【确定】完成场景建立。

3.14.3 星座设计

点击“工具-高级星座设计”，出现如图 3-102 所示星座设计功能窗口，星座设计约束有三种：覆盖性能、轨道约束、覆盖参数。

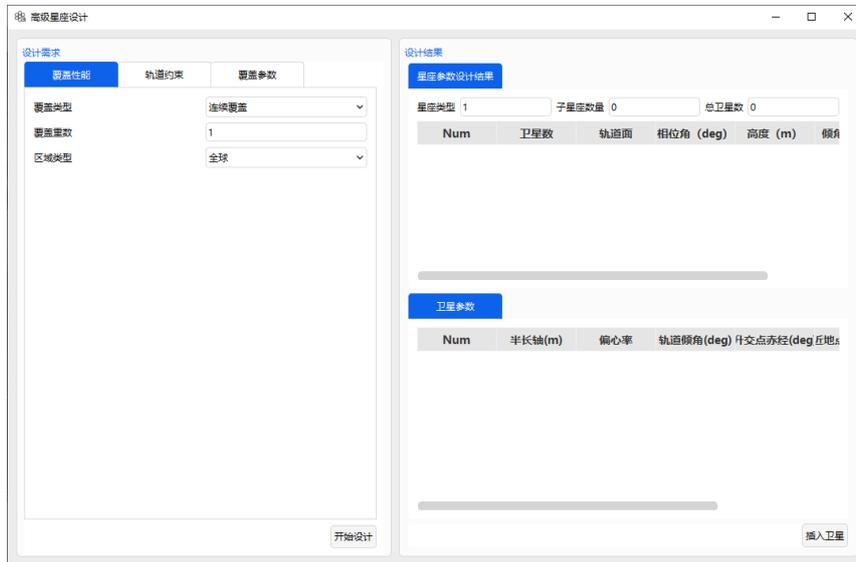


图 3-102 高级星座设计功能窗口

(1) 覆盖性能设置

覆盖类型选择“连续覆盖”，覆盖重数设置为 1，区域类型选择为全球。

(2) 轨道约束设置

轨道约束类型设置：星座类型为“Walker-Delta”，勾选半长轴、升交点赤经、

近地点幅角。

(3) 覆盖参数设置

覆盖参数设置：覆盖类型为简单覆盖，圆锥半角设置为 65 度。

3.14.4 创建星座

点击【开始设计...】，即可按照上述约束设计出符合要求的星座。如图 3-103 右侧所示。

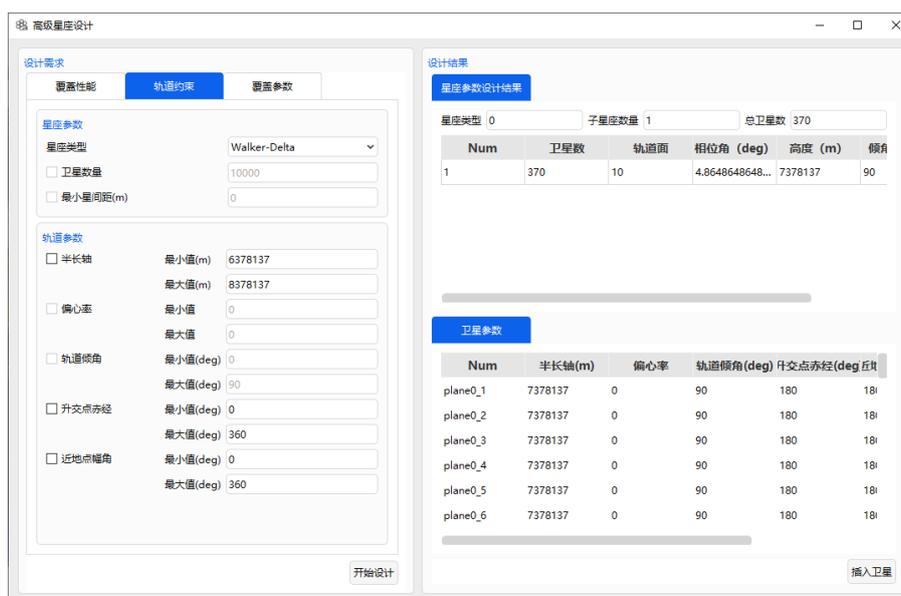


图 3-103 高级星座设计结果

按住 shift 键选择右下方区域所有 plane 后，点击【插入卫星...】。场景如图 3-104 所示。

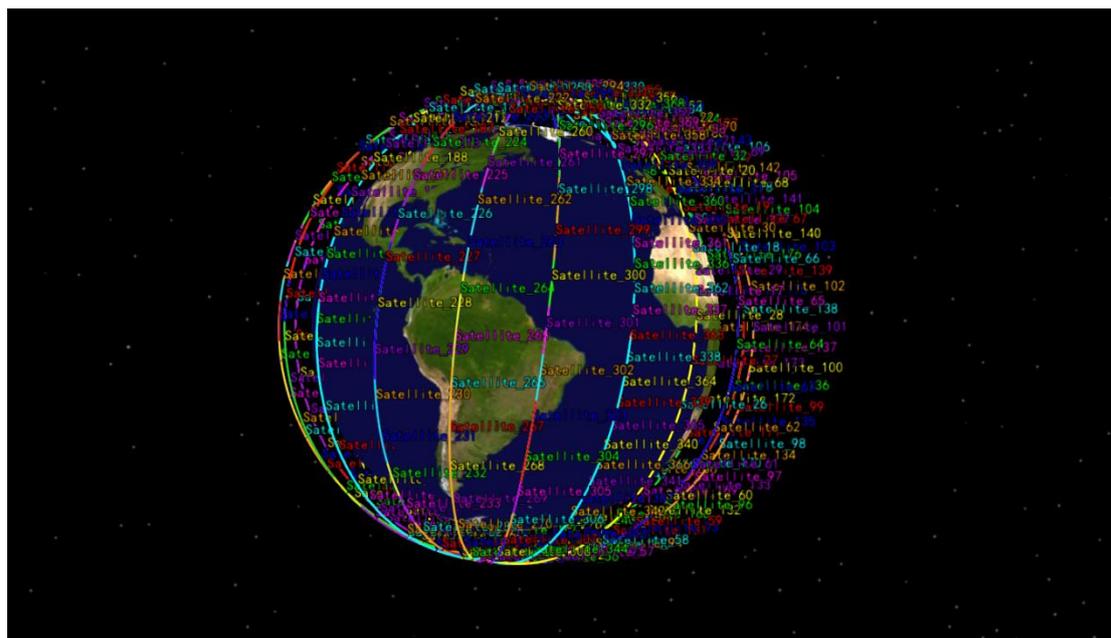


图 3-104 星座设计结果

3.15 再入返回案例

略。



4 ATK 基础使用指南

4.1 创建场景

4.1.1 场景的功能介绍

4.1.1.1 场景是什么？

场景是使用 ATK 仿真建模的一个分析或操作任务的实例工况，在 ATK 中，场景用 “  Scenario1 ” 图标表示。

4.1.1.2 设置场景属性

选中“对象视图” — “  Scenario1 ” 图标，右键选择【属性 】图标，在右侧属性信息栏可以设置其属性信息，包括仿真时间、数据缓存与存储、2D 和 3D 可视化的字体设置等。场景属性中包含的信息可用于创建报告和执行其他分析任务。

在 ATK 中卫星、地面站、船、恒星、敏感器、接收器和发射器、车辆、飞行器等都是可以在场景里构成场景对象的模型。

4.1.1.3 菜单栏介绍

这里介绍下菜单栏，工具菜单栏有开始，编辑，视图，插入，输出，工具，集成和关于等子菜单。

(1) 开始

点击“开始”菜单选项，里面包括新建、打开、关闭、保存、另存为、插入、插入默认、二维视图、三维视图（二维三维视图介绍详见视图菜单栏）以及仿真演示动画的开始、暂停、停止、播放速度加减键、实时键、速度选择键、速度输入框等子项。



图 4-1 开始菜单栏工具菜单

1) 新建

点击【新建 】场景按钮，即可弹出 ATK 新建想定向导界面。新建场景向导对话框旨在帮助用户简化创建、组织 ATK 场景的过程。

2) 打开

单击【打开 】按钮，会弹出默认保存的想定场景文件的目录，场景文件

的保存格式为.xml。选中已经保存的 XML 文件，点击打开即可复现之前保存的场景设定了。

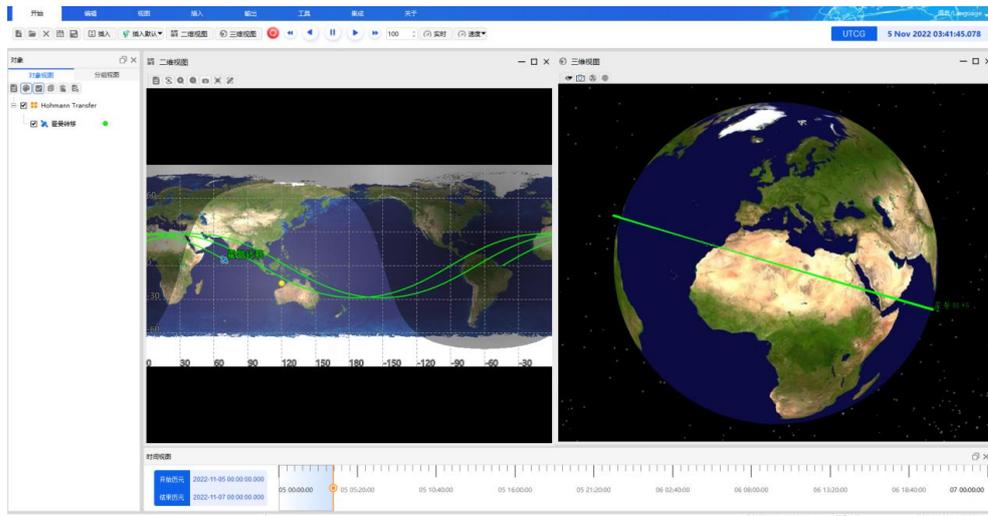


图 4-2 打

开想定 xml 文件的界面

3) 保存

单击【保存 】按钮，会弹出保存的想定场景文件的保存目录，选择已经保存的文件，打开即可复现之前保存的场景内容。

4) 另存为

单击【另存为 】按钮，会弹出保存的想定场景文件的保存目录，输入保存文件的文件名，选择保存的类型，即可保存想定场景文件了。

5) 插入

单击【插入 】按钮，在 ATK 想定场景文件中，可以选择插入场景对象卫星、地面站、船舶、恒星以及附属对象接收器和发射器及雷达等内容（注意附属对象只能插入到卫星、地面站等对象下）。

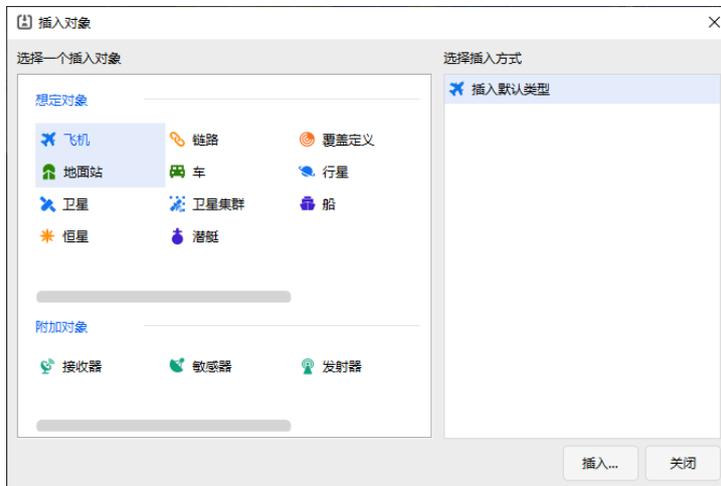


图 4-3 插入对象对话框

6) 插入默认

点击【插入默认 】按钮，弹出如下提示框，可以选择默认插入对象为卫星、地面站、船舶等对象，下次点击按钮即可插入默认对象。

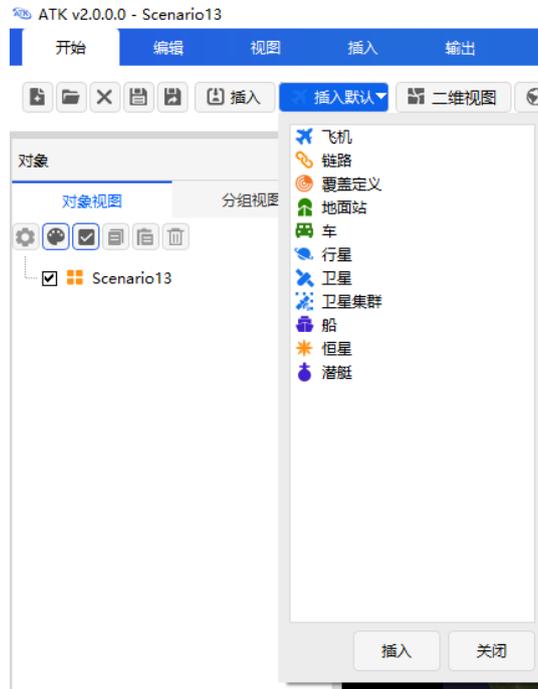


图 4-4 插入默认对象对话框

7) 二维视图

点击【二维视图】按钮，弹出二维视图窗口。具体说明详见视图菜单

8) 三维视图

点击【二维视图】按钮，弹出三维视图窗口。具体说明详见视图菜单

9) 动画演示模块（详细说明见 4.3 执行仿真）



图 4-5 仿真速度控制工具

(2) 编辑

点击“编辑”菜单选项，里面包括复制、粘贴、删除、属性四个子项。其中复制、粘贴、删除三个子项均可通过键盘快捷键进行等效操作。

1) 复制

【复制 】按钮，通常情况下是置灰的不可用状态，当在左侧场景对象栏中选中对象，然后点击【复制】按钮或选中对象右击选择复制，然后点击粘贴按钮或从对象处右击选择粘贴进行粘贴。

2) 粘贴

【粘贴 】按钮，通常情况下是置灰不可用状态，当在左侧场景对象栏中

选中对象复制后，然后点击【粘贴】按钮进行粘贴，或者从对象处右击选择粘贴，然后选择的对象就会粘贴到场景中。

3) 删除

【删除 】按钮，通常情况下是置灰不可用状态，当在左侧场景对象栏中选中对象后，然后点击【删除】按钮或者从对象处右击选择删除，选中的对象即可从场景中移除了。

4) 属性

【属性 】按钮，在左侧场景对象栏中选中“对象”后，然后点击【属性】按钮或者选中“对象”右击选择【属性】，就会弹出选定对象的属性设置页面，便可修改对应对象的属性。

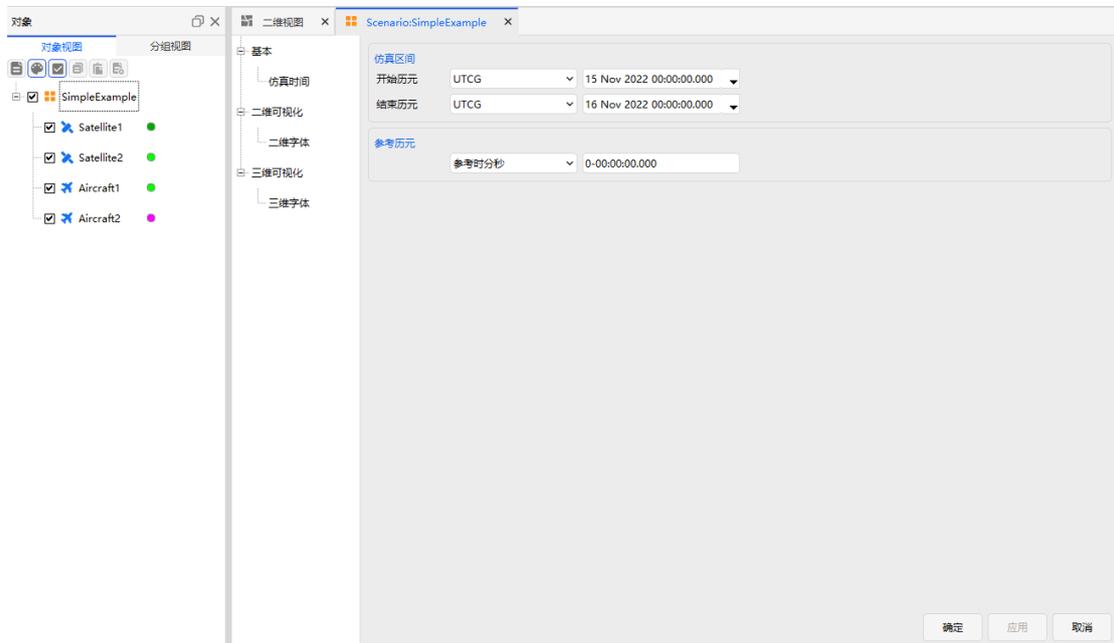


图 4-6 属性按钮及属性页面

(3) 视图

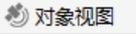
“视图”菜单选项包括四个子菜单：对象视图、消息视图、时间视图、二维视图、三维视图。



图 4-7 “视图”子菜单

1) 对象视图

对象视图，是直观反映该想定场景上的对象情况的窗口。单击【对象视图

】按钮，即可看到想定场景等对象内容。“对象”已经默认显示在整

个视图的左侧，再次单击，则会隐藏对象窗口。【分组视图】也在对象窗口里面，可以对对象进行分组管理。

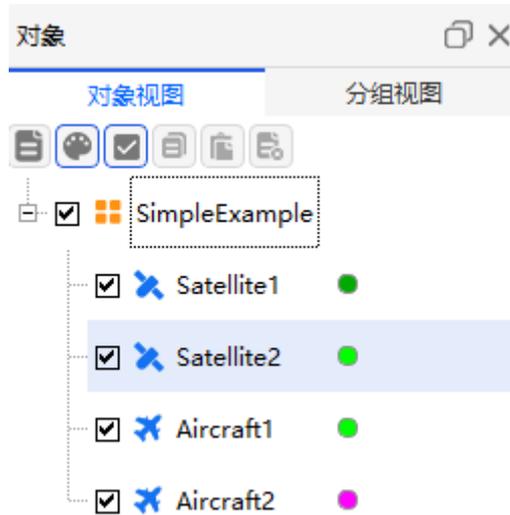


图 4-8 对象窗口

2) 消息视图

消息视图，用来提示反馈软件操作信息的窗口，在界面上的编辑操作会有相应的提示信息在“消息”窗口显示。

单击【消息视图  消息视图】按钮，即可看到消息提示等内容。“消息”已经默认显示在整个视图的下侧，再次单击，则会隐藏消息窗口。

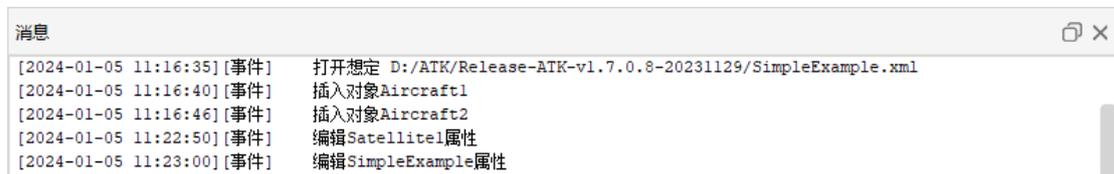


图 4-9 消息窗口

3) 时间视图

“实时”仿真模式下的消息窗在“回放”模式下替换为时间视图，其展示了回放场景的起止时间。鼠标按住黄色滑块可拖动进度，松开即设置为该进度。



图 4-10 执行回放控件 – 时间线窗

4) 二维视图

二维视图，用来直观的显示该想定场景在仿真过程中的各个对象地球投影点的二维运动状态信息的窗口。单击【二维视图  二维视图】按钮，即可看到想定对象二维的位置显示信息，再次单击则二维窗口会再增加一个。

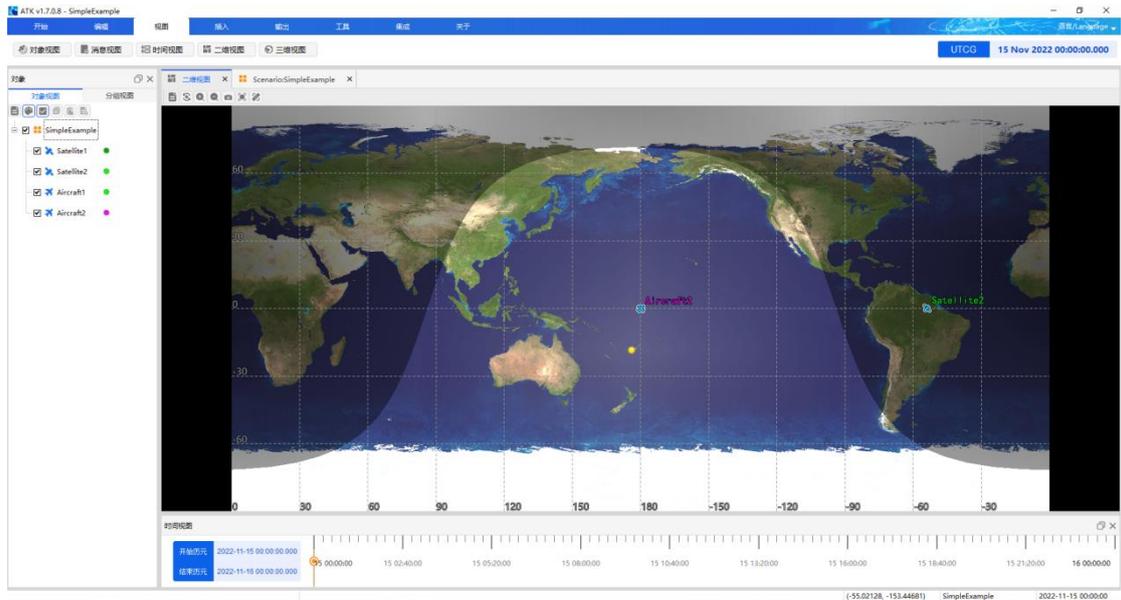


图 4-11 二维显示窗口

5) 三维视图

三维视图用来直观的显示该想定场景在仿真过程中的各个对象三维运动状态信息的窗口。单击【三维视图  三维视图】按钮，即可看到地球及其他对象的三维显示状态，再次单击则会增加一个三维窗口显示。目前新建想定文件后三维视图默认处于关闭状态。

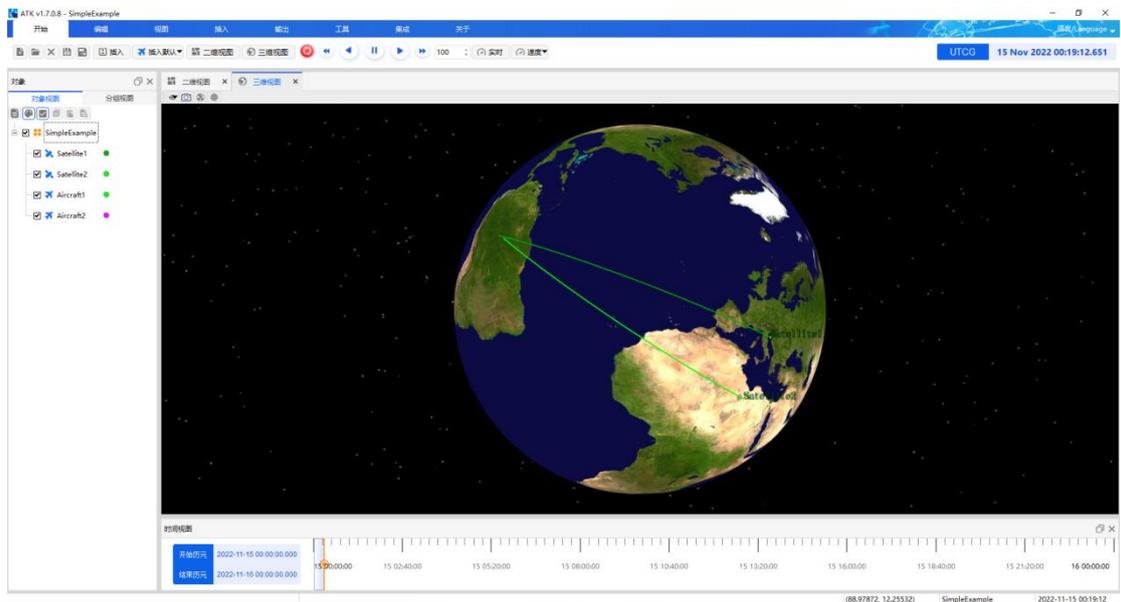


图 4-12 三维显示窗口

(4) 插入

“插入”菜单下有四个子菜单：插入、插入默认、从数据库插入、星座，其中插入、插入默认已在前文“开始”菜单介绍，这里不再赘述。



图 4-13 “插入”子菜单

1) 从数据库插入

点击【从数据库插入 】按钮，弹出查询标准对象数据库的界面，可以通过设置相关参数信息并点击【搜索】按钮，查找到自己想要的对象数据信息，再选中想要插入的对象点击【插入】即可。

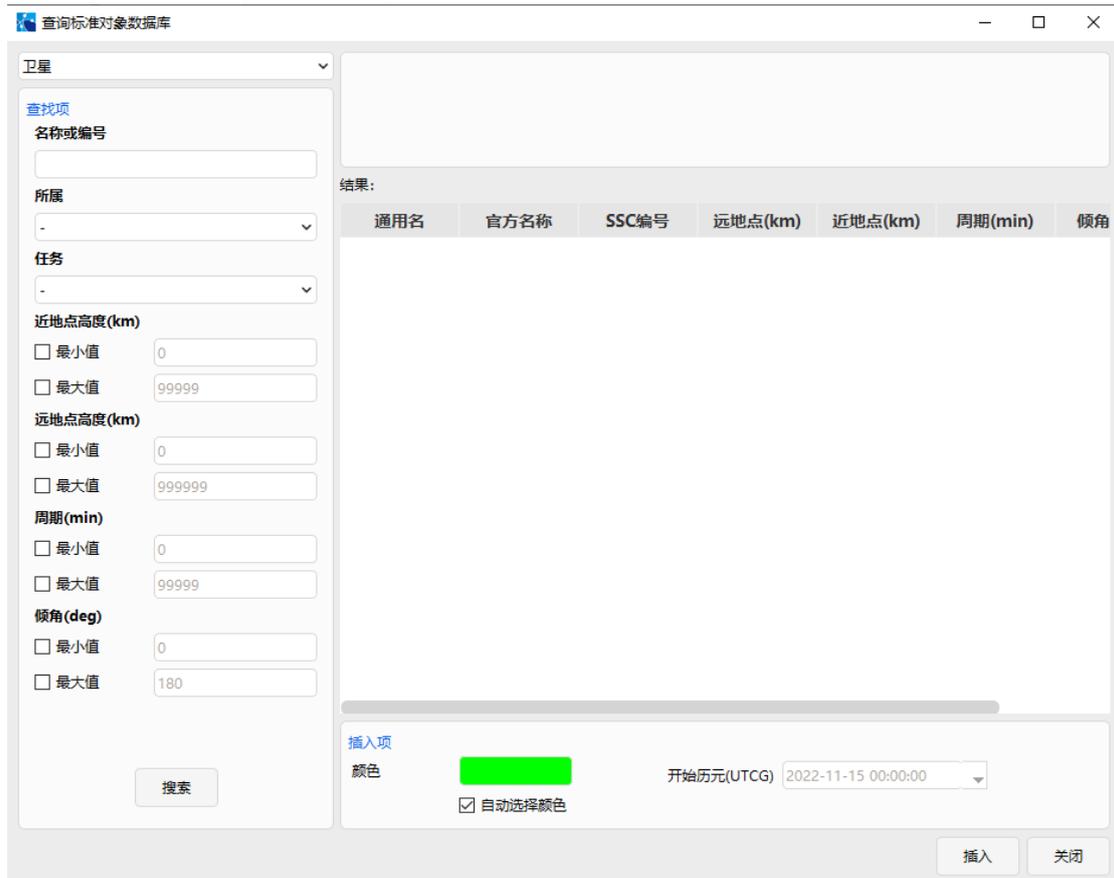


图 4-14 查询标准对象数据库界面

2) 星座

点击【星座 】按钮，弹出星座插入界面，点击下拉列表显示 Beidou、Tianlian、Galileo、Glonass、GPS、DPS，点击选中想要插入的对象点击【插入】即可。

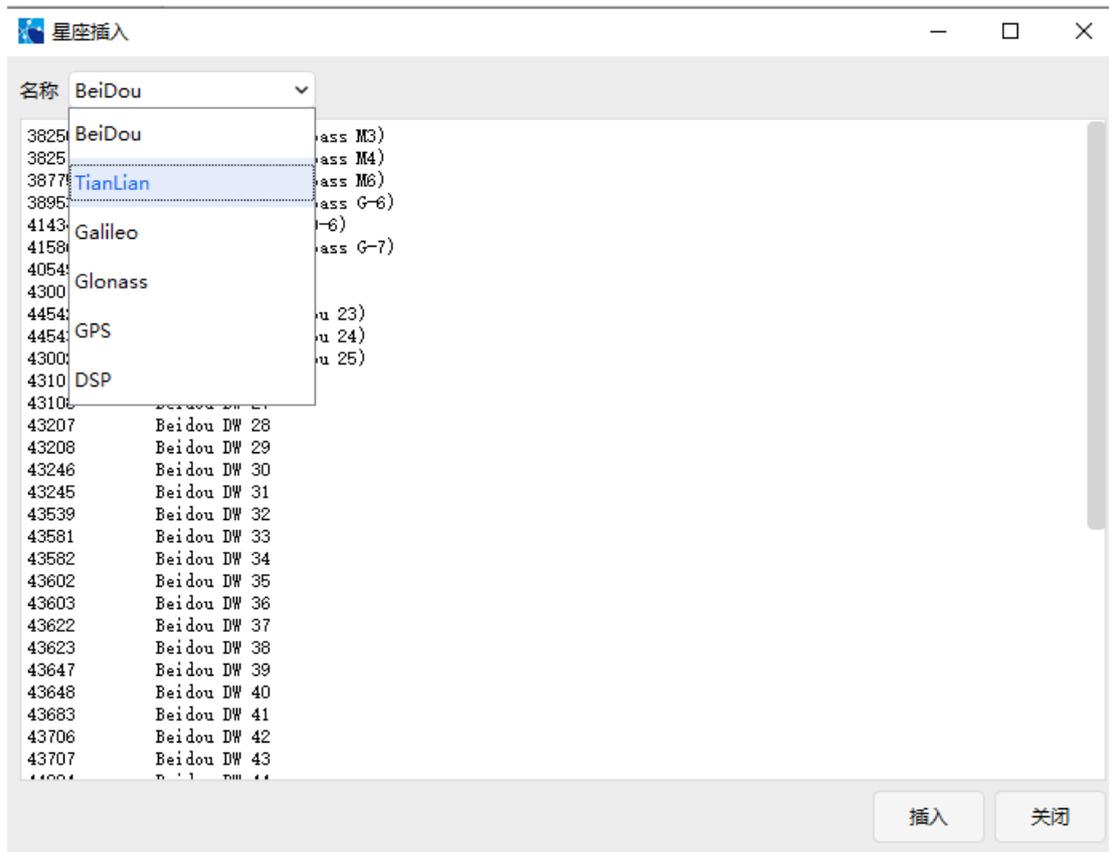


图 4-15 插入星座界面

(5) 输出

“输出”菜单下有动态报告、数据报告、曲线图表、快捷报告四个子菜单。具体操作报告详见 4.6 节的描述。



图 4-16 “输出”子菜单

1) 动态报告

动态报告是场景运行过程中实时显示的所有数据信息的动态汇总，能够查看选定对象在场景运行过程中的状态变化。

2) 数据报告

数据报告是指相应对象在仿真过程中的所产生的所有对应参数的报告数据。

3) 曲线图表

曲线图表，是指相应对象在仿真过程中的所产生的所有对应参数的报告数据所形成的对应图表，能够更直观方便的对比数据信息。

4) 快捷报告

快捷报告，是数据报告的快速选择显示方式。

需要在数据报告界面将配置好的数据报告点击【加入快捷报告】，将其加入

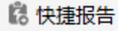
到快捷报告中，后面直接点击【快捷报告 】按钮就可以显示相应的数据报告了，否则直接点击【快捷报告】按钮显示为空。



图 4-17 快捷报告对话框

(6) 工具

“工具”菜单选项包括 TLE 下载、可见性、覆盖性、区域覆盖、批量坐标转换、星座设计、高级星座设计、接近分析、高级接近分析、碰撞规避、机动分析、再入/回收等工具模块。各个工具的使用指南详见下章 ATK 专业使用指南。



图 4-18 “工具”及子菜单

(7) 集成

“集成”是二次开发工具包，有开发包和客户端两个子项。



图 4-19 集成子菜单

1) 开发包

点击【开发包】按钮，会弹出 ATK 的 connect 文件夹路径，可以根据相应需求选择进行二次开发的内容。

2) 客户端

点击【客户端】按钮，会弹出 ATK 的 ATKClient 客户端的对话框，根据自身需求选择进行参数配置，并二次开发的内容。

(8) 关于

“关于”里面有设置、关于 ATK、ATK 帮助三个子选项。



图 4-20 “关于”子菜单

1) 设置

点击【设置】按钮，可以设置场景的下次打开可视化是否开启二维三维。

2) 关于 ATK

点击【关于 ATK】按钮，可以查看到 ATK 的版本号信息，以及 ATK 产品的版权等信息。

3) ATK 帮助

点击【ATK 帮助】按钮，将会看到 ATK 使用说明文档。

4.1.2 操作流程

4.1.2.1 创建新场景

(1) 创建场景：从菜单项选择“开始”—【新建】，或者在软件打开时使用“新建想定向导”进行创建。

(2) 保存场景：点击“开始”菜单选择【保存】按钮，即可保存当前的场景信息。在保存场景时，场景本身的信息也将被保存，场景中的每个对象信息将被保存，场景文件后缀为“.xml”。

4.1.2.2 打开一个场景

(1) 点击“开始”—【打开】按钮，弹出打开想定文件目录框。

(2) 选中需要的场景（.XML 文件），点击【打开(O)】按钮。

(3) 场景信息自动复现。

4.1.2.3 场景属性配置

场景定义了其对象的基本属性，用户可以根据喜好配置场景的基本属性和可视化属性。

(1) 基本配置

场景的基本属性包括仿真时间、数据缓存、数据存储等内容设置。

1) 仿真时间

场景仿真时间可以设置仿真区间、参考历元和仿真步长。

仿真区间	设置开始历元和结束历元，在相应下拉框中选择相应的时间模式并根据时间模式设置详细的时间内容。
参考历元	用于对比参考时间模式，在下拉框中选择相应的参考时间模式，右侧设置相应的时间内容。
仿真步长	设置仿真的步长时间，单位为 ms。

2) 数据缓存

这里可以进行缓存设置，设置间隔点数，可根据需求设置间隔点数，间隔点数越少，数据量越大，精度也越高。

3) 数据存储

数据存储这里可以勾选是否保存历史数据的配置文件，仿真结束是否自动保存快捷报告。

(2) 二维可视化

场景的可视化属性可以设置二维字体属性。

二维字体将在二维窗口进行显示，可以选择系统字体库下的字体，设置字体大小，是否加粗，是否斜体等内容。

在二维图形窗口中配置字体的显示，并对文本应用轮廓，以提高更改地图颜色的可读性。

字体设置方法：

- 1) 点击下拉箭头选择字体。
- 2) 从下拉框中选择一个大小。
- 3) 使用按钮选择粗体、斜体或两者都不选择。

(3) 三维可视化

场景的可视化属性可以设置三维字体属性。

三维字体将在三维窗口进行显示，可以选择系统字体库下的字体，设置字体大小，是否加粗，是否斜体，是否显示字体样式外框，设置字体颜色等内容。

在三维图形窗口中配置字体的显示，并对文本应用轮廓，以提高更改地图颜色的可读性。

字体设置方法：

- 1) 点击下拉箭头选择字体。
- 2) 从下拉框中选择一个大小。
- 3) 使用按钮选择粗体、斜体或两者都不选择。
- 4) 在样式下拉菜单中，无轮廓选择“无”或“显示”。

4.2 创建对象

4.2.1 对象的功能介绍

图标	对象	描述
	卫星/Satellite	卫星模型
	链路	链路
	地面站/Facility	模拟地球表面的地面设施或工厂模型
	飞机/Aircraft	模拟飞机在大弧线（通常在地球表面以上）飞行时的特性和行为
	船/Ship	船模型
	地面车辆 /GroundVehicle	车辆模型
	卫星集群/Satellite Collection	对单个物体类的一组卫星建模，单个卫星不会出现在对象浏览器
	覆盖定义 /CoverageDefinition	同时分析多个覆盖区域
	恒星/Star	恒星模型
	潜艇 Submarine	潜艇
	行星/Planet	行星模型
	敏感器/Sensor	传感器模型
	接收器/Receiver	接收器模型
	发射器/Transmitter	模拟发射机的特性、使用天线和工作环境的模型

4.2.2 插入对象

4.2.2.1 创建卫星

创建卫星对象工具提供 5 种插入方式。

(1) 轨道向导方式插入卫星

点击【轨道生成向导】插入对象，将弹出轨道生成向导界面，根据向导界面提示设置相应的参数，可以非常直观的看到生成轨道的样式图像。

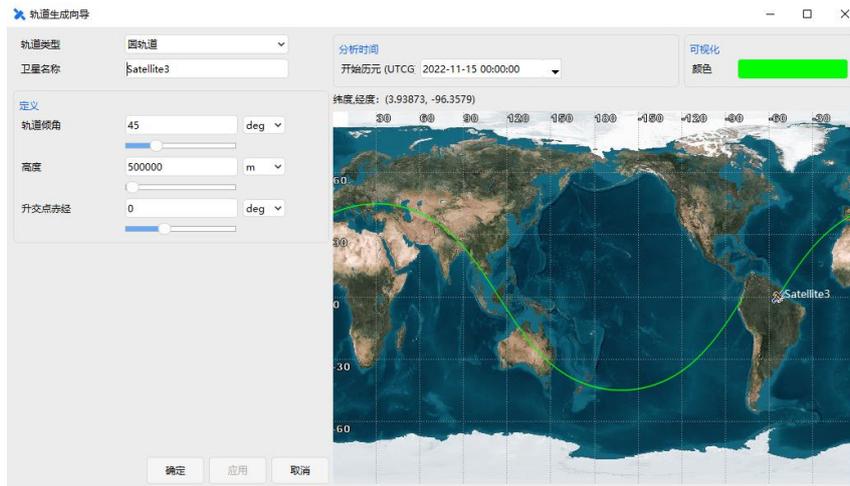


图 4-21 轨道生成向导界面

轨道类型有圆轨道、临界倾角轨道、临界倾角，太阳同步轨道、地球静止轨道、Molniya 闪电轨道、回归轨道、太阳同步回归轨道、太阳同步轨道。右侧可以设置时间区间和可视化的颜色。

卫星轨道	描述
圆轨道	圆形轨道。
临界倾角轨道	临界倾角轨道使近地点保持在一个固定的纬度，近地线不随时间变化，在固定轨道上的卫星将在指定固定经度上天空中保持一个固定纬度。
临界倾角，太阳同步轨道	临界倾斜太阳同步轨道结合这两种级别类型轨道的特点。该轨道使用的逆行倾角为 116.565 度。卫星每转一圈都会以相同的当地平均太阳时从上空经过，其近地点保持在一个固定的纬度。
地球静止轨道	地球静止轨道上的卫星将在指定的固定经度以上的天空中保持固定。
闪电轨道	闪电轨道是高度偏心的，这意味着远地点的高度和近地点的高度之间有很大的差异。闪电轨道也是严重倾斜的，这使得轨道的近地点在南半球。在北半球极端纬度地区，闪电轨道也有很长的停留时间。
回归轨道	当不同时间需要相同的观测条件以检测变化时，具有重复地面轨迹的轨道是有用的。地面痕迹可以每天重复，或者在重复之前日复一日的交织。
太阳同步回归轨道	具有回归地面轨迹的太阳同步轨道是有用的，当不同时间需要相同的观测和照明条件来检测变化时。地面痕迹可能会导致明天重复，或者在重复之前日复一日的交织。轨道重复覆盖地面周期，每次公转以大约相同的当地平均太阳时从头顶经过。
太阳同步轨道	这些轨道的设计利用了地球扁率的影像，是轨道平面以等于地球绕太阳的平均轨道速率进动。太阳同步轨道具有其节点保持恒定的局部平均太阳时间的性质。
自定义轨道	用于用户创建自定义的轨道。
星下点定义轨道	根据星下点轨迹定义轨道参数。
星下点定义回归轨道	根据星下点轨迹定义回归轨道参数。

(2) 插入默认对象

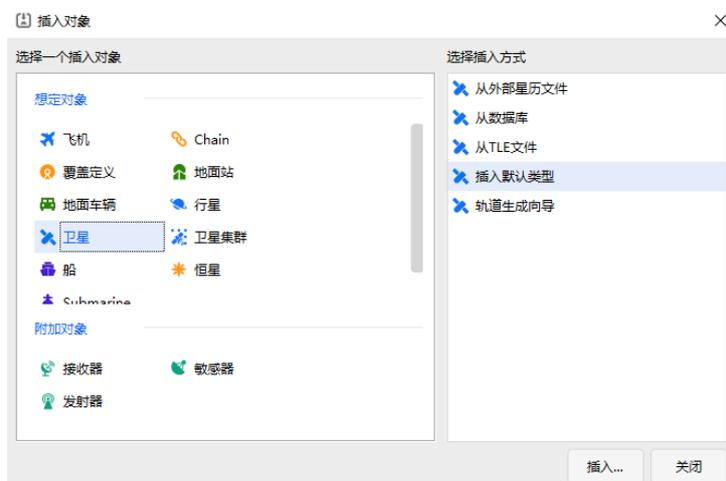


图 4-22 插入默认轨道方式

点击“插入默认类型”时，在插入对象窗中将直接添加卫星对象数据，卫星为默认状态。

(3) 从 TLE 文件数据方式中插入卫星

点击【从 TLE 文件】中插入卫星对象，将弹出 TLE 数据源对话框，可以选择 TLE 数据源，选择相应的数据。

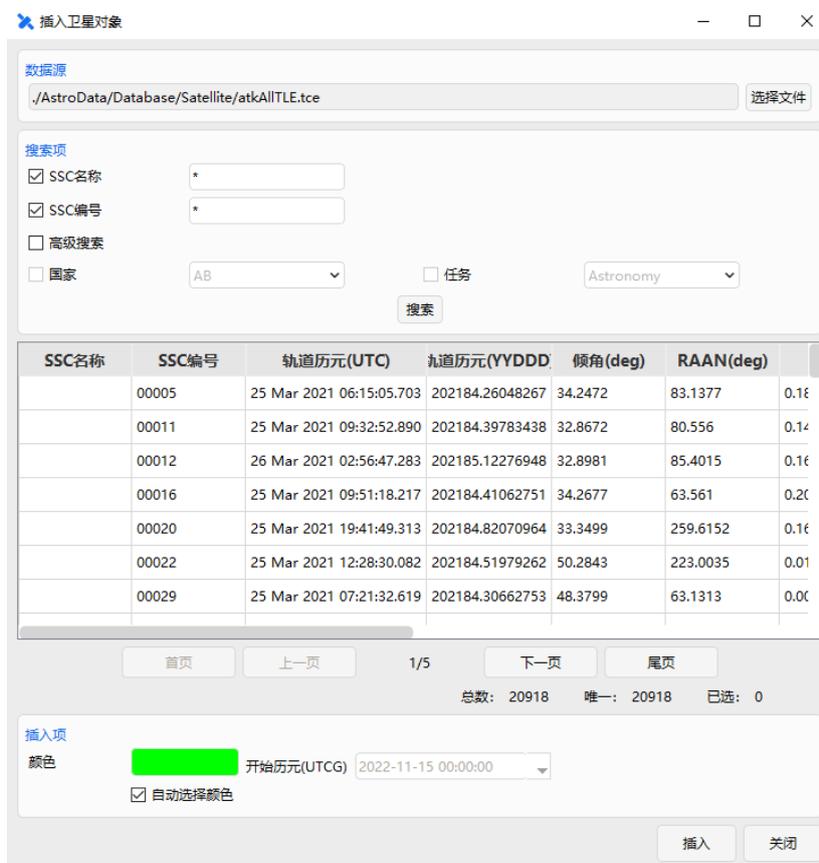


图 4-23 TLE 星历数据库查询界面

数据表中会显示相应轨道的相关信息，底部显示表中数据总数及选中数。可

以设置插入项的颜色和开始历元。

(4) 从标准对象数据库中插入卫星

点击【从数据库】中插入卫星对象，将弹出查询标准对象数据库，可以查询卫星数据源，选择相应的数据。

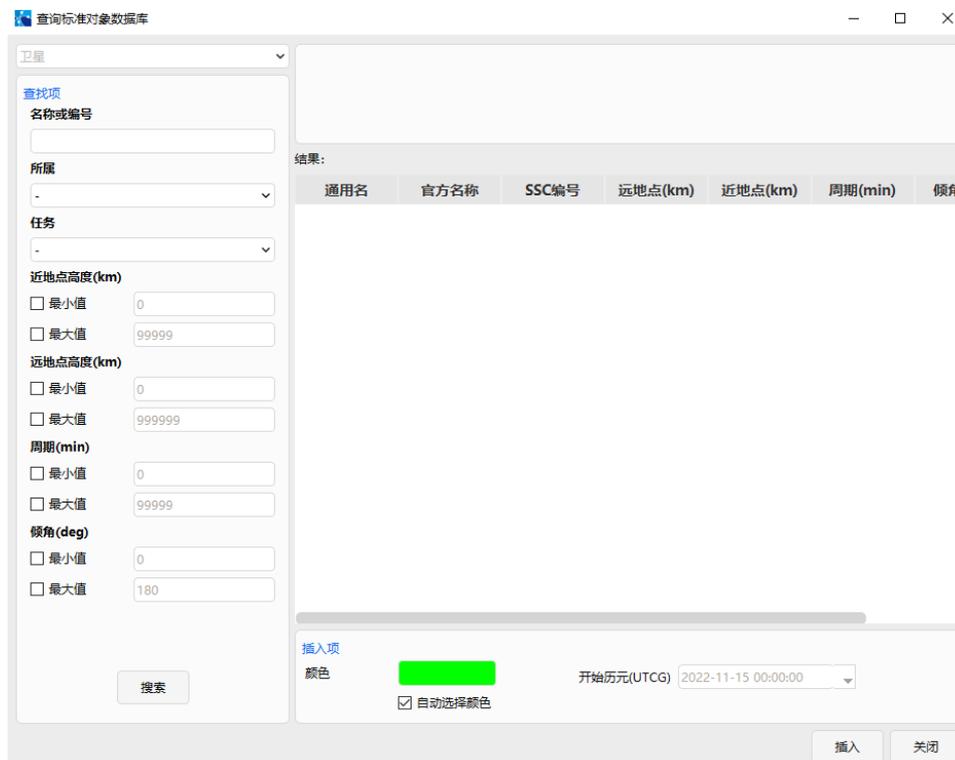


图 4-24 标准数据库查询界面

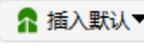
(5) 从外部星历文件中插入卫星

点击“从外部星历文件”插入卫星项，则会弹出相应的文件对话框，从中选择.e的星历文件数据。

4.2.2.2 创建地面站

目前插入地面站的方式是三种：一是插入默认地面站对象、二是从标准数据库中插入地面站对象、三是从初始数据库中插入地面站对象。

(1) 插入默认地面站对象

1) 点击【插入默认  按钮，或点击【插入  按钮选择地面站对象。

2) 选择插入方式为“插入默认类型”。

3) 点击【插入】，对象窗口即可显示插入的地面站对象。

(2) 从标准对象数据库中插入地面站对象

1) 点击【插入  按钮。

2) 选择想定对象“地面站”。

3) 选择插入方式“从数据库”(标准数据库)。

4) 点击【插入...】，即可弹出查询标准对象数据库，在查找项中输入相应搜索参数。

5) 点击【搜索】按钮，右侧页面显示结果，在数据中选择地面站。

6) 设置相应的颜色，点击【插入】按钮，即可在对象窗口中看到插入的地面站对象。

7) 最后点击【关闭】，关闭标准数据库窗口。

(3) 从标准城市数据库中插入地面站对象。

1) 点击【插入  插入】按钮。

2) 选择想定对象“地面站”。

3) 选择插入方式“从城市数据库”(标准数据库)。

4) 点击【插入...】，即可弹出查询标准对象数据库，在查找项中输入相应搜索参数。

5) 点击【搜索】按钮，右侧结果页面可显示相应搜索数据，再在结果数据中选择想要插入地面站。

6) 选择相应的颜色项，点击【插入】按钮，即可在对象窗口中看到插入的地面站对象。

7) 最后点击【关闭】，关闭标准数据库窗口。

4.2.2.3 创建船、飞机、车

(1) 点击【插入默认】按钮，或点击【插入  插入】按钮选择插入对象“船”、“飞机”、“车”。

(2) 插入方式为“插入默认类型”(插入默认)。

(3) 点击【插入】按钮，对象窗口即可显示插入的船对象。

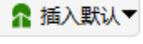
4.2.2.4 创建链路

(1) 点击【插入默认  插入默认】按钮，或点击【插入  插入】按钮选择链路。

(2) 选择插入方式为“插入默认类型”。

(3) 点击【插入】，对象窗口即可显示插入的链路对象。

4.2.2.5 创建潜艇

(1) 点击【插入默认  插入默认】按钮，或点击【插入  插入】按钮选择潜艇。

- (2) 选择插入方式为“插入默认类型”。
- (3) 点击【插入】，对象窗口即可显示插入的潜艇对象。

4.2.2.6 创建敏感器

- (1) 点击【开始】点击【插入  插入】按钮，弹出插入对象对话框。
- (2) 选择附加对象“敏感器”。
- (3) 在右侧选择插入方式，选择“插入默认类型”（插入默认）。
- (4) 点击底部【插入...】按钮。
- (5) 弹出选择对象窗口，选择相应父对象，点击【确定】。

注意：插入默认敏感器时，首先要选择相应的想定对象，没有对应的想定对象时是无法创建敏感器的。

4.2.2.7 对象属性

(1) 卫星的属性设置

卫星属性设置包括：基本属性、可视化、约束三个章节点。

1) 基本属性

卫星属性的基本属性中包含轨道、姿态、质量、轨道圈数、数据缓存等属性值的设置。

轨道设置中包括轨道预报器的选取、坐标系的选取、坐标类型的设置、轨道生成向导、按相对生成状态生成等参数设置。

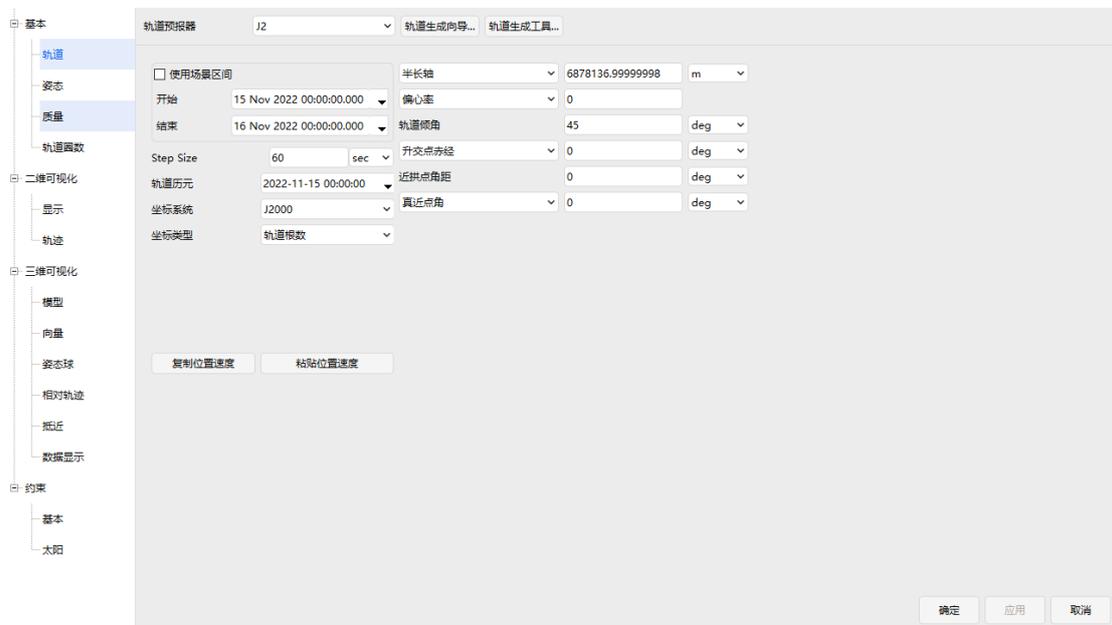


图 4-25 卫星轨道属性

轨道预报器类型包括：二体、J2、HPOP、SGP4、保持、STK 星历、机动规划、Vinti、偏差分析等类型。

二体、J2 摄动、J4 摄动是通过计算公式产生星历的解析传播器。二体公式是精确的（即该公式只考虑了，物体作为质点的影响，生成了围绕中心物体运动的已知解），但不是物体的实际受力环境的准确模型。J2 摄动包括了质点效应和重力场中不对称性的主导效应（即重力场中的 J2 项，代表南北半球的扁率）。J4 额外考虑了其次重要的扁率效应（J2 之外的 J2² 和 J4 项）这些传播子都没有模拟大气阻力、太阳辐射压力或三体重力，它们只解释了一个完整重力场模型中的几个项。

这些传播器通常用于早期研究（通常无法获得卫星数据，以生产更准确的星历）来进行趋势分析。J2 摄动常用于短期分析（周），J4 摄动常用于长期分析（月、年）。它们特别适用于对“理想的”维持轨道建模，而不必对维护机动本身建模。对于卫星，这些维持轨道可以使用轨道向导来构建。

由 J2 摄动和 J4 摄动传播子产生的解是基于开普勒平均元素的近似解。一般来说，施加在卫星上的力会导致开普勒平均元素随时间漂移（长期变化）和振荡（通常振幅很小）。特别是 J2 和 J4 项只引起半长轴、偏心率和倾角的周期性振荡，同时在近地点、赤经和平均异常幅角上的产生漂移。ATK 的 J2 摄动和 J4 摄动传播器只模型元素的长期漂移（平均异常的漂移最好被视为卫星运动周期的变化）。许多理想的维持轨道在设计上都是利用 J2 引起的普遍的长期漂移来实现其任务的。

选择二体、J2 摄动或 J4 摄动模型后，必须定义其参数：

- 1) 用初始状态工具获取一个新的初始矢量（可选）。
- 2) 设置卫星的开始时间，停止时间和步长。打开“使用场景分析时段”，使用当前场景时段。
- 3) 选择一个坐标系。
- 4) 选择一个坐标类型并输入轨道参数的值。
- 5) 使用特殊选项...按钮，设置卫星的传播帧。对于 J2 和 J4 传播器，还可以指定椭圆选项。

除了坐标系统、坐标类型，HPOP 模型还可以设置轨道模型、数值算法等参数。

受力模型有摄动力包括地球引力、太阳光压、大气阻力、太阳辐射通量/地磁指数、三体引力等相应参数设置。

地球引力的对应参数有：引力模型、阶数、次数。

太阳光压的对应参数有：光压系数、光压面积。

大气阻力摄动的对应参数有：大气模型、大气阻力系数、阻力面积。

太阳辐射通量/地磁指数对应参数有：平均 F10.7、F10.7、地磁指数。

三体重力的对应参数有：名称、类型、模型、阶数、次数等。

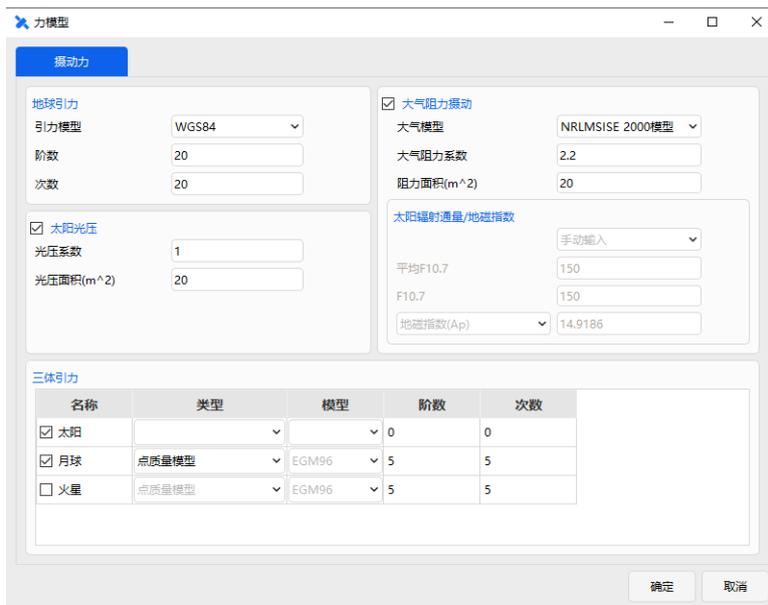


图 4-26 受力模型

积分算法对应参数设置的数值算法有积分算法可选择 Runge-Kutta2、Runge-Kutta4、Runge-Kutta8 等。

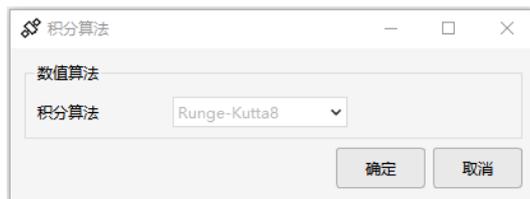


图 4-27 积分算法

SGP4 模型需要导入 TLE 文件或直接导入 TLE 数据，TLE 相应的参数设置。保持模型可以设置坐标系统、坐标类型等参数。

当坐标系设置成 J2000 时，坐标类型可以设置为位置速度、轨道根数、球坐标。位置速度对应参数为位置速度 XYZ。球坐标对应参数为赤经、赤纬、半径、水平航迹角、方位角、速度。轨道根数对应参数可以选择为半长轴、偏心率、轨道倾角、升交点赤经、近地点角真近点角等设置。

当坐标系设置成地固系时，坐标类型可以设置为位置速度、球坐标，具体参数设置同上。

STK 星历模型可以设置星历文件等参数。

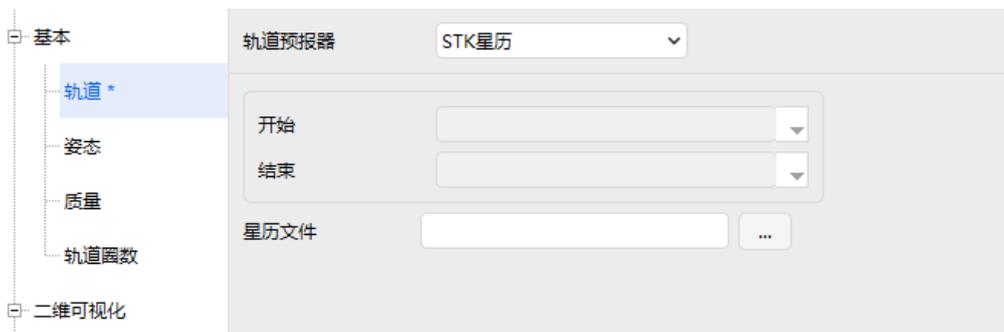


图 4-28 STK 星历轨道预报器

机动规划模型可以新增，删除段，对段进行约束配置，添加参考航天器等。

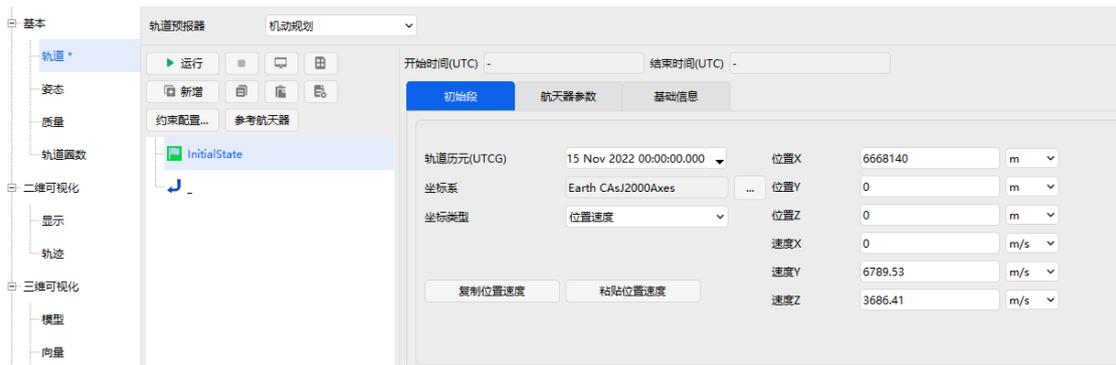


图 4-29 轨道机动规划预报器

Vinti 模型可以设置坐标系统、坐标类型等参数。

当坐标系设置成 J2000 时，坐标类型可以设置为位置速度、轨道根数、球坐标。位置速度对应参数为位置速度 XYZ。球坐标对应参数为赤经、赤纬、半径、水平航迹角、方位角、速度。轨道根数对应参数可以选择为半长轴、偏心率、轨道倾角、升交点赤经、近地点角真近点角等设置。

当坐标系设置成地固系时，坐标类型可以设置为位置速度、球坐标。参数设置同上。

轨道偏差分析模型界面设置与机动规划的设置界面一致。

轨道类型：有圆轨道、临界倾角轨道、临界倾角同步轨道、地球静止轨道、闪电轨道、回归轨道、太阳同步回归轨道、太阳同步轨道等。

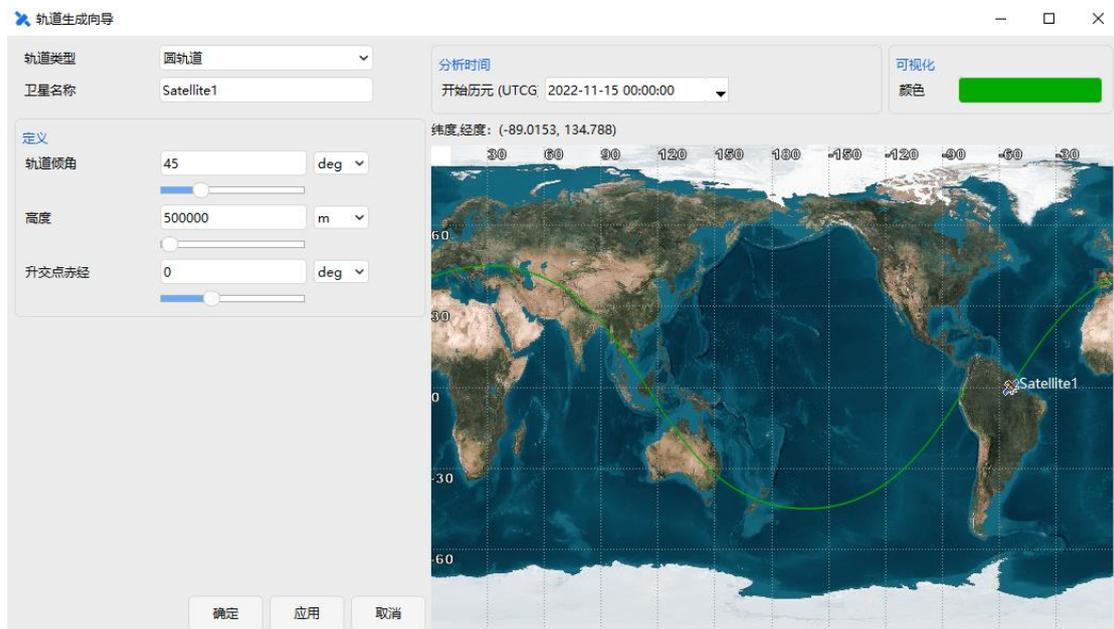


图 4-30 圆轨道



图 4-31 按相对状态生成

界面包括卫星类型卫星状态，相对参考卫星的状态（参考卫星 VVLH 坐标系）设置相对位置和相对速度、初始状态生成结果。

坐标系统可以选择 J2000 和地固系。当选择 J2000 时，坐标类型可以选择轨道根数、位置速度、球坐标等设置模式。

当坐标类型选择了轨道根数，参数可以选择半长轴、偏心率、轨道倾角、升交点赤经、近地点角、真近点角。可选择半长轴，也可选择远拱点半径、远拱点高度、周期、平均运动。可选择偏心率，也可选择近拱点半径、近拱点高度。可选择升交点赤经，也可选择升交点经度。可选择真近点角，也可选择平近点角、偏近点角、纬度幅角、过升交点时间、过近地点时间。

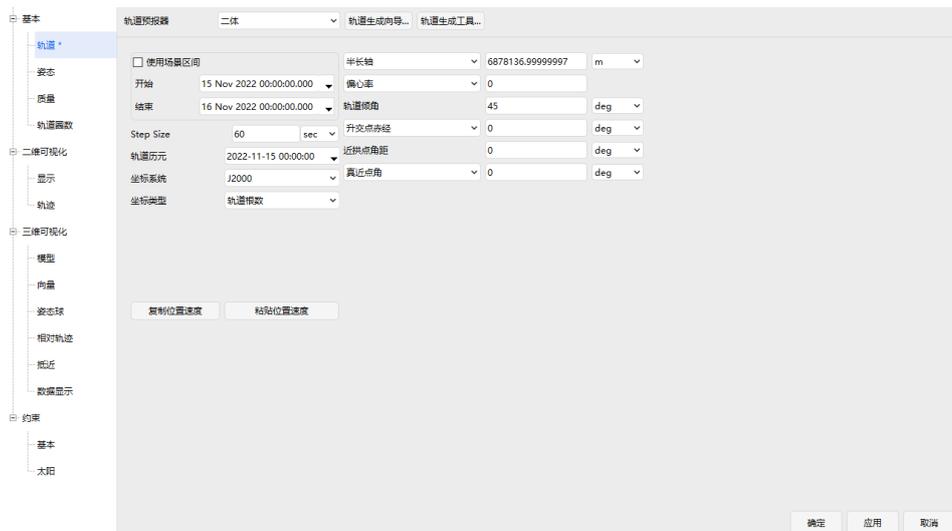


图 4-32 二体轨道根数坐标系统

卫星姿态包括姿态模式、姿态类型、偏置姿态形式及参数设置。姿态模式包

括标准模式和多分段模式。姿态类型包括对地定向、对速度定向、对太阳定向。偏置姿态形式包括欧拉角、四元数等相关参数设置。



图 4-33 卫星姿态属性

质量设置包括：总质量、质心位置、转动惯量等参数设置。



图 4-34 卫星质量属性

轨道圈数设置中包括定义、方向、坐标系统以及说明。轨道定义包括纬度、经度、初始圈次的设置。轨道方向可以选择升轨或降轨。坐标系统可以选择惯性系或地固系。

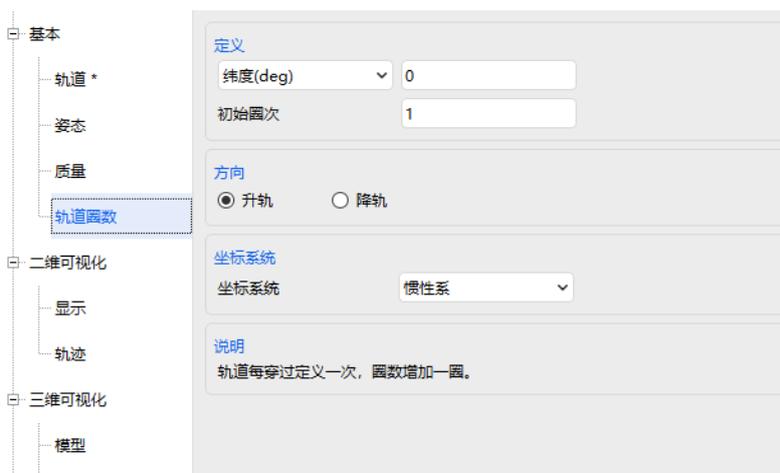


图 4-35 卫星轨道圈数属性

2) 二维视图

卫星二维视图属性包含显示、轨迹等属性值的设置。

显示 <input checked="" type="checkbox"/>	
显示子项复选框	显示外观设置
显示标签	颜色
显示二维轨迹	标识类型
显示三维轨迹	轨迹线线型
	轨迹线宽

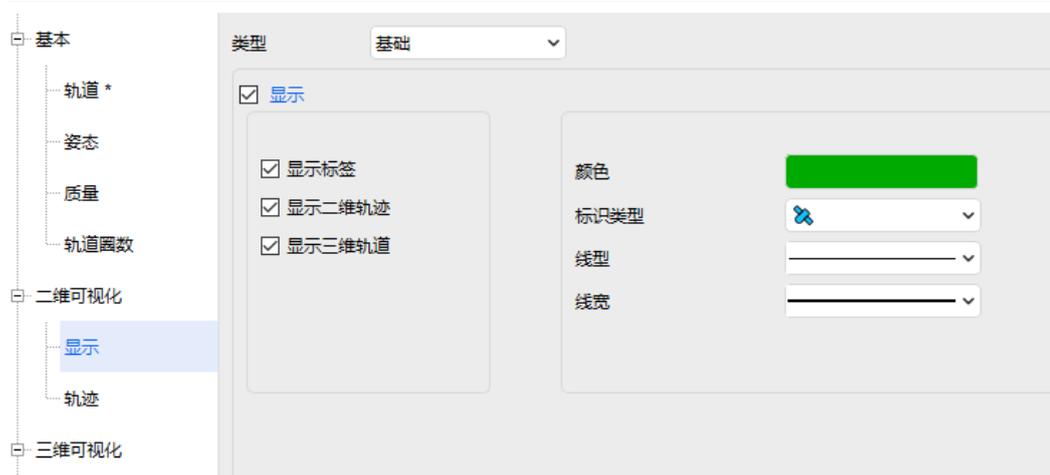


图 4-36 卫星显示设置界面

轨迹设置中可以设置轨迹类型。

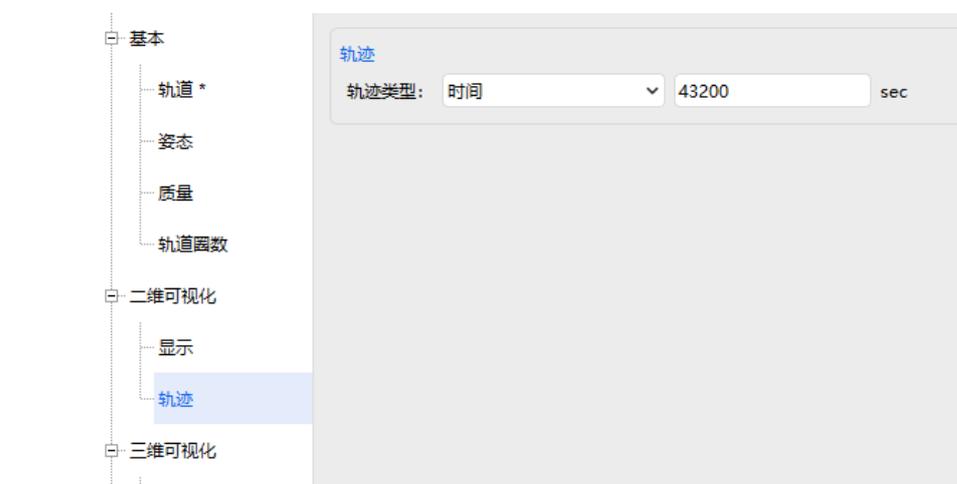


图 4-37 卫星轨迹属性

3) 三维视图

卫星二维视图属性包含模型、向量、姿态球、相对轨迹等属性值的设置。

模型用于在“3D 图形”窗口中选择代表所选对象的模型并调整其大小。确定在动画期间的不同时间使用的模型，默认情况下，模型为不可见。

选择此项可在动画过程中始终显示相同模型。使用此按钮浏览模型文件。

支持的模型文件类型有：OpenSceneGraph (.ive)、3D Studio 模型 (.3ds)、Flight Studio OpenFlight 模型 (.flt)、Autodesk 模型 (.fbk)。

可以调节模型比例大小，滑动条的取值范围为 0~30,值为 0 时即模型不可见。

欧拉角设置包括欧拉角 1、欧拉角 2、欧拉角 3 的设置，以及转序的设置。
 标签偏移量设置可以设置 X 轴、Y 轴、Z 轴的偏移量，单位为米。

平移补偿设置可以设置 X 轴、Y 轴、Z 轴的补偿量，单位为米。

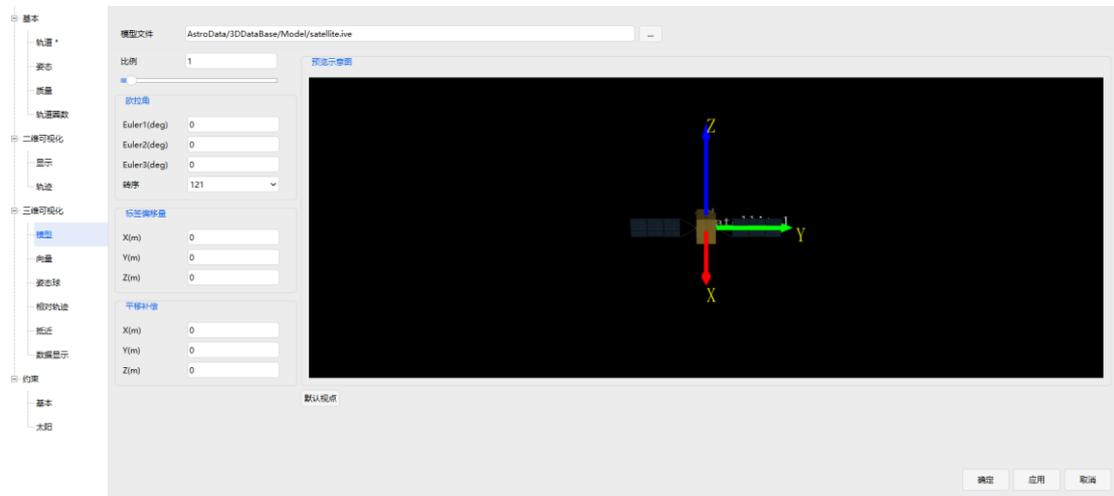


图 4-38 卫星三维模型设置界面

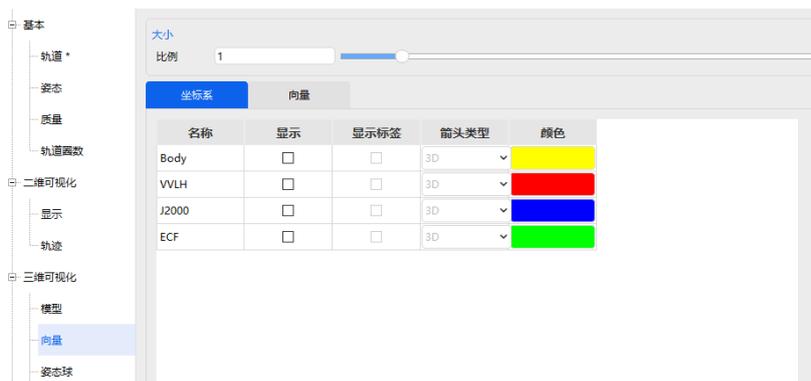


图 4-39 卫星三维向量的设置界面

可以设置三维窗口中设置向量模型的大小。

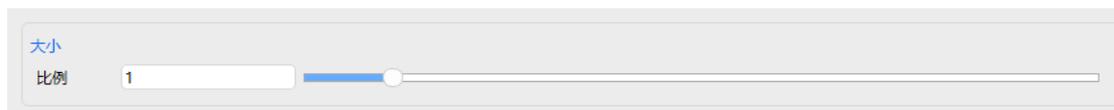


图 4-40 卫星三维向量大小设置界面

向量界面可以设置相关坐标系的配置信息，包括是否显示相关标签名字，是否显示向量指向，指向的箭头类型，箭头颜色信息等相关信息。



图 4-41 卫星三维向量坐标系设置界面

向量界面可以设置相关向量的配置信息，包括是否显示相关标签名字，是否显示显示向量指向，指向的箭头类型，箭头颜色信息等相关信息。

坐标系		向量		
名称	显示	显示标签	箭头类型	颜色
Sun	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	3D	
Moon	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	3D	
Nadir	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	3D	
Velocity	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	3D	
Periapsis	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	3D	

图 4-42 卫星三维向量设置界面

有三种类型：点类型、2D 类型、3D 类型。

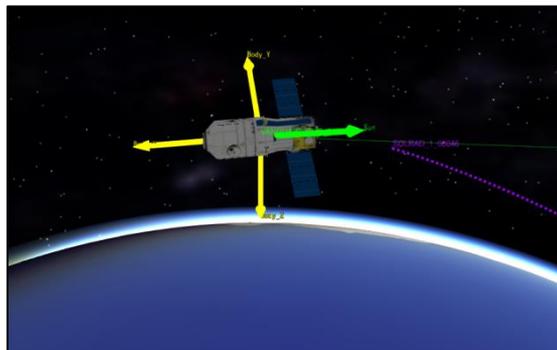


图 4-43 卫星三维向量的显示示意图

设置界面可以设置姿态球是否显示、显示的颜色设置、零度线宽、线宽、参考坐标系、姿态球的比例大小以及投影等信息。

- 基本
 - 轨道 *
 - 姿态
 - 质量
 - 轨道圈数
- 二维可视化
 - 显示
 - 轨迹
- 三维可视化
 - 模型
 - 向量 *
 - 姿态球**
 - 相对轨迹
 - 抵近
 - 数据显示
- 约束

姿态球

显示

颜色

零度线宽

线宽

参考坐标系 Body

比例

值

投影

名称	显示	显示标签	颜色	点大小
1 太阳	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>		2
2 月球	<input checked="" type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>		2

图 4-44 卫星三维姿态球的设置界面

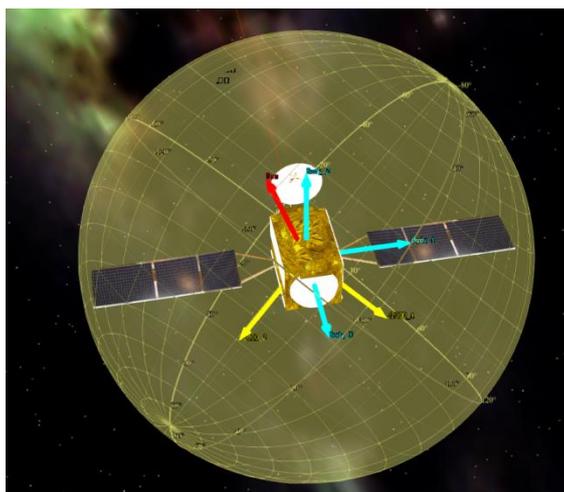


图 4-45 卫星三维姿态球的设置界面

目前 ATK 支持添加 VVLH 相对坐标系在三维视图中显示卫星相对运动轨迹。

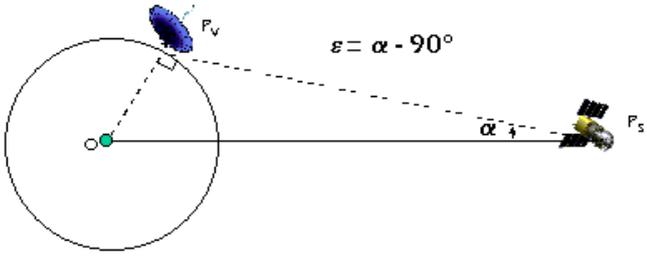


图 4-46 卫星轨道系统显示的设置界面

4) 约束

基本约束包括方位角约束、方位角变化率、角变换率、仰角、仰角变化率、高度、距离、距离变化率等信息。可设置每个约束的最大值、最小值。基本约束也包括是否设置视线约束的复选框。

方位角	方位角是在垂直于天底的平面，从惯性速度矢量的投影到相对位置矢量的投影之间的角度。方位角 0° 表示物体正前方的位置，方位角 180° 表示物体正后方的位置。
方位角变化率	方位角的变化率。
角变换率	角变换率是一个物体的旋转速度，这是保持该物体的固定坐标系中的固定矢量与两个物体的视线对齐所必需的。
仰角	仰角测量为天底矢量与相对位置矢量之间的夹角减去 90 度。

	<p style="text-align: center;">Elevation Angle constraint as applied to a satellite</p>  <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; margin-top: 10px;"> <p>LEGEND</p> <p>O Center of the Earth</p> <p>P_v Position of the Viewer on the Earth's Surface</p> <p>P_s Position of the Satellite in Space</p> <p>ε Elevation Angle</p> <p>α Angle from Nadir</p> </div>
仰角变化率	仰角的变化率。
高度	对对象的可见性受到对象的最小和最大高度的约束。
距离	两个物体之间的距离。
距离变化率	两个物体沿视线方向相对速度的分量。
视线约束	如果选中此复选框，则对对象的可见性仅限于未被地面阻挡的视线。视线地面模型因对象类别而异。

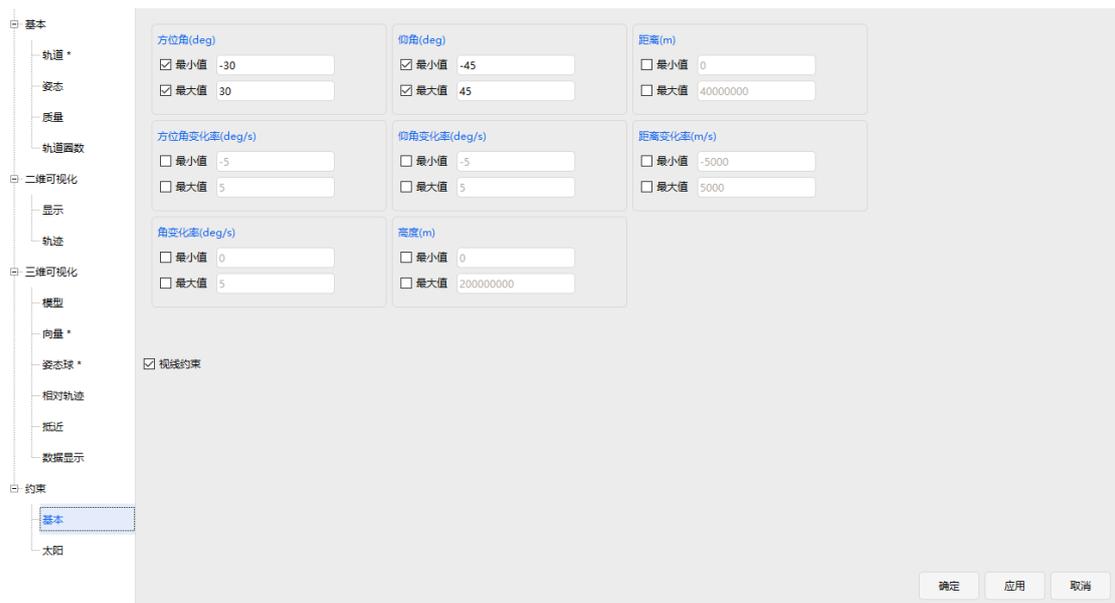
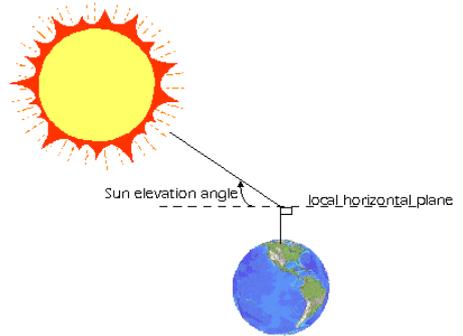
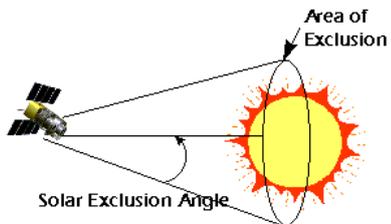


图 4-47 卫星基本约束的设置界面

太阳约束包括太阳仰角、太阳地平仰角、月球仰角等信息。可设置每个约束的最大值、最小值。太阳约束还包括视线设置，可设置太阳不可见角和月球不可见角。

太阳仰角	
太阳地平仰角	太阳地平仰角是相对于当地平面的太阳仰角。
月球仰角	最小和最大值表示与月球视位置的仰角。
视场线设置	<p>选择适当的复选框来定义太阳或月球不可见角，从对象的视场线测量而来。</p> <ul style="list-style-type: none"> ● 太阳不可见角：对象的视线矢量与太阳矢量之间的最小夹角 ● 月球不可见角：对象的视线矢量与月球矢量之间的最小夹角 

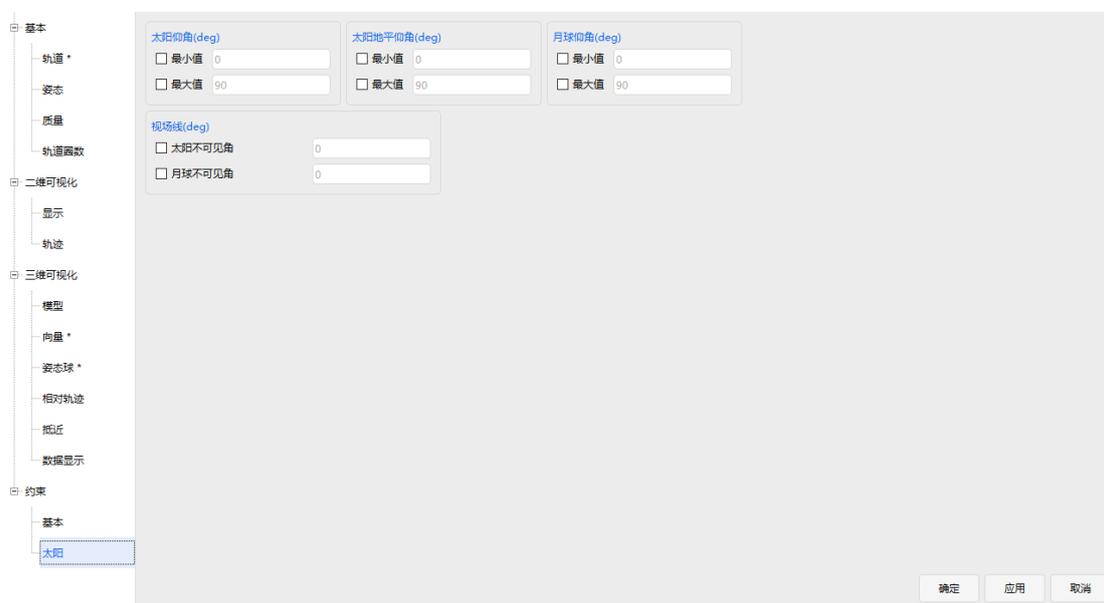


图 4-48 卫星太阳约束的设置界面

(2) 地面站的属性设置

地面站属性设置包括：基本属性、可视化、约束。

1) 基本属性

基本属性包括：位置、数据缓存等。

位置	类型	笛卡尔坐标	X、Y、Z 轴坐标设置
		地理坐标	经度、纬度、高度
数据缓存	缓存设置	间隔点数	
		最大缓存数据个数	
		<input type="checkbox"/> 定期清除缓存	

2) 可视化

可视化属性包括：地面站的显示设置、3D 模型、向量设置等。显示设置包含是否显示地面站标签，颜色设置，标识类型设置。地面站的 3D 模型设置同卫星 3D 模型设置一样。地面站的向量设置同卫星向量设置一样。

3) 约束

同卫星约束一致，多一个视场约束。

视场约束	如果选中此复选框，则如果相关对象不在传感器设置的角度所定义的视场内则拒绝访问。
------	---

同卫星太阳约束一致，多一个瞄准线，太阳不可见角设置和月球不可见角设置。

(3) 敏感器的属性设置

传感器属性设置包括：基本属性、二维可视化、三维可视化、约束。

1) 基本属性

基本属性包括：定义、指向、探测对象、数据缓存、投影等。

敏感器的定义包括敏感器的类型、定义参数设置、相对位置设置。，传感器类型包括矩形和圆锥。传感器类型为圆锥时，定义参数包括半锥角的设置。传感器类型为矩形时，定义参数设置包括垂直半锥角设置、水平半锥角设置。相对位置设置包括 X 轴、Y 轴、Z 轴设置。

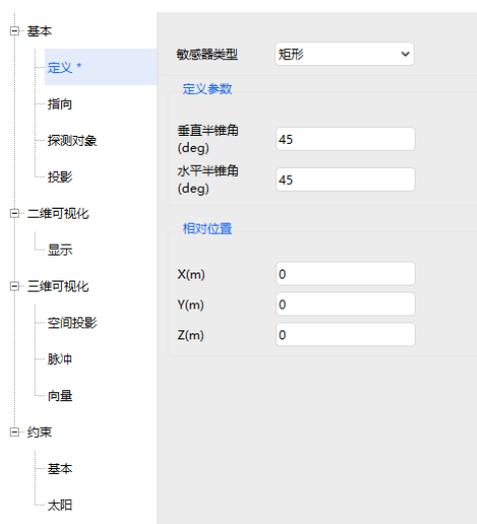


图 4-49 敏感器定义界面

指向设置中包括指向类型、指向参数的设置。指向类型可选固定。指向参数

包含的指向形式有四元数、欧拉角、转换矩形等方式。



图 4-50 传感器指向界面

探测对象设置中包括可选探测对象类型、已选探测对象的设置。

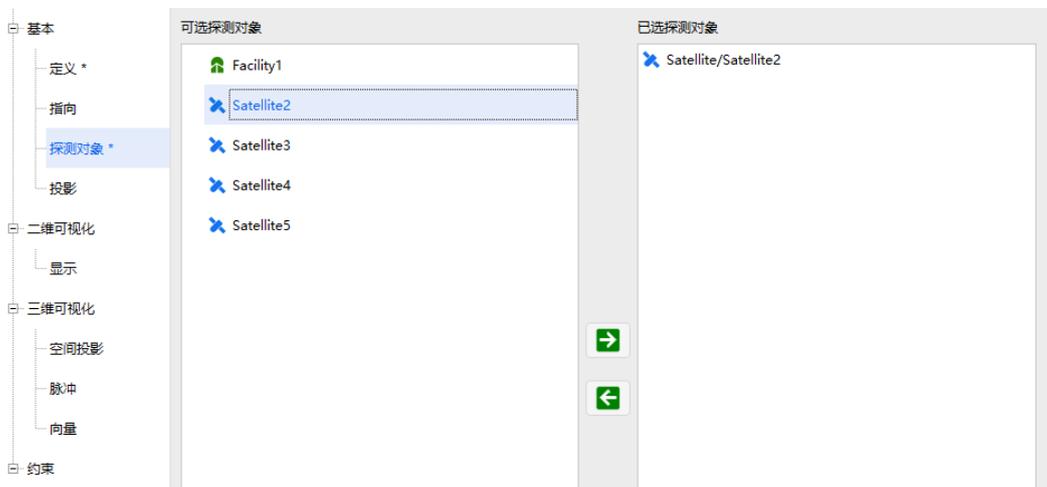


图 4-51 传感器探测对象界面

投影设置中包括投影类型、投影半径设置。投影类型可以设置固定半径和对象半径，投影半径通过输入数值设置。



图 4-52 传感器投影界面

2) 可视化

可视化属性包括：敏感器的显示设置、空间投影、脉冲设置、向量设置等。显示设置包含是否显示传感器，是否显示二维视轴交点，是否填充，颜色设

置，轨迹线线型设置，轨迹线宽设置。



图 4-53 传感器的空间投影设置界面



图 4-54 传感器三维脉冲的设置界面

脉冲设置包括是否显示脉冲，振幅、脉冲长度、空间投影、频率的设置，是否反向，重置为缺省值等相关参数设置。可以设置三维窗口中设置向量模型的大小。向量界面可以设置相关坐标系的配置相关信息，包括是否显示相关标签，是否显示坐标系，坐标系的箭头类型，坐标系箭头颜色等信息。向量界面可以设置相关向量的配置信息，包括是否显示相关标签，是否显示向量，向量的箭头类型，箭头颜色等相关信息。有三种箭头类型：点类型、2D 类型、3D 类型。

3) 约束

基本约束包括方位角、方位角变化率、角变换率、仰角、仰角变化率、高度、距离、距离变化率等信息。可设置每个约束的最大值、最小值。基本约束也包括是否设置视线约束、是否设置视场约束。

太阳约束包括太阳仰角、太阳地平仰角、月球仰角等信息。可设置每个约束的最大值、最小值。太阳约束包括视场线设置、瞄准线设置。视场线和瞄准线可设置太阳不可见角和月球不可见角。

(4) 飞机、船、车的属性设置

飞机、船、车属性设置页面内容相同，包括：基本属性、二维可视化、三维可视化、约束三个章节点。

1) 基本属性

基本属性包括：航线、数据缓存。

航线	设置航线点的时间、纬度、经度、高度确定航线轨迹	
数据缓存	缓存设置	间隔点数
		最大缓存数据个数
		<input type="checkbox"/> 定期清除缓存

2) 可视化

可视化属性包括：船的显示设置。

显示设置包含是否显示，是否显示标签，颜色设置，标识类型设置，最大可视化最大点数，可视化数据间隔点数设置。

3) 约束

基本约束包括方位角、方位角变化率、角变换率、仰角、仰角变化率、高度、距离、距离变化率等信息。可设置每个约束的最大值、最小值。基本约束也包括是否设置视线约束、是否设置视场约束。

太阳约束包括太阳仰角、太阳地平仰角、月球仰角等信息。可设置每个约束的最大值、最小值。太阳约束包括视场线设置、瞄准线设置。视场线和瞄准线可设置太阳不可见角和月球不可见角。

(5) 恒星的属性设置

恒星属性设置包括：基本定义、可视化显示。

(6) 行星的属性设置

行星属性设置包括：基本定义和基本约束。基本定义可以设置中心天体。约束如卫星约束一致，可以设置方位角、仰角、距离、方位角变化率、仰角变化率、距离变化率、角变化率、高度的信息。

1) 基本属性

基本属性包括：定义、数据缓存。

位置	J2000 惯性系	位置	赤经、赤纬
		自行	赤经、赤纬
		星等	
		年视差	
数据缓存	缓存设置	间隔点数	
		最大缓存数据个数	
		<input type="checkbox"/> 定期清除缓存	

2) 可视化

可视化属性包括：恒星的显示设置。

显示设置包含是否显示恒星，颜色设置。

4.3 执行仿真

4.3.1 功能介绍

执行仿真，主要是用来观察想定场景二维、三维的动画演示效果，执行仿真可实时在界面查看二维和三维地图演示仿真结果。

4.3.1.1 执行仿真控件说明



图 4-55 执行仿真控件 - 开始、暂停、停止按钮

(1) **【开始】**按钮

开始/继续仿真。开始后**【暂停】**和**【停止】**按钮可点击。

(2) **【暂停】**按钮

暂停仿真。暂停后点击**【开始】**按钮继续，点击**【停止】**按钮停止仿真。

(3) **【倒放】**按钮

倒放仿真，设置回放方向为时间逆向，即从当前时间向起始时间进行回放。

(4) **【重置】**按钮

重置仿真，停止仿真，重置进度为仿真起始时间。

(5) **【实时】**按钮

设置仿真速度为 1，即每秒仿真场景推进 1 秒。

(6) **【加速】**按钮

设置仿真速度为当前速度*2，此按钮可设置最大速度为 10000 倍速。当处于“超实时”模式时，此按钮无效。

(7) **【减速】**按钮

设置仿真速度为当前速度/2，此按钮可设置最小速度为 1 倍速（实时）。当处于“超实时”模式时，此按钮无效。

(8) “速度”下拉框

快捷设置仿真速度，下拉框选项有：“最大倍速”、“5 倍速”、“10 倍速”、“100 倍速”、“500 倍速”。

(9) 仿真倍数输入框

显示当前场景仿真速度，显示值是实时的整数倍，当前默认速度为 100 倍速。可手动输入修改仿真速度。

(10) 仿真时间输入框

显示当前场景仿真的时间，显示值是实时的时间数值，当前默认速度为场景

初始时间。可手动输入修改仿真时间点。

(11) 时间视图

仿真模式下时间视图，其展示了仿真场景的起止时间。鼠标按住黄色滑块可拖动进度，松开即设置为该进度。

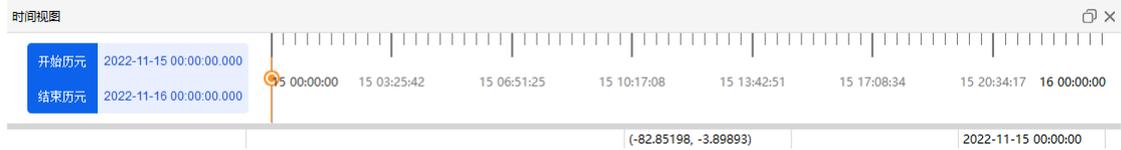


图 4-56 执行仿真控件 – 时间线窗

关闭该窗口后还可以在“视图”菜单点击“时间视图”重新打开。

4.3.2 使用方法

4.3.2.1 操作步骤

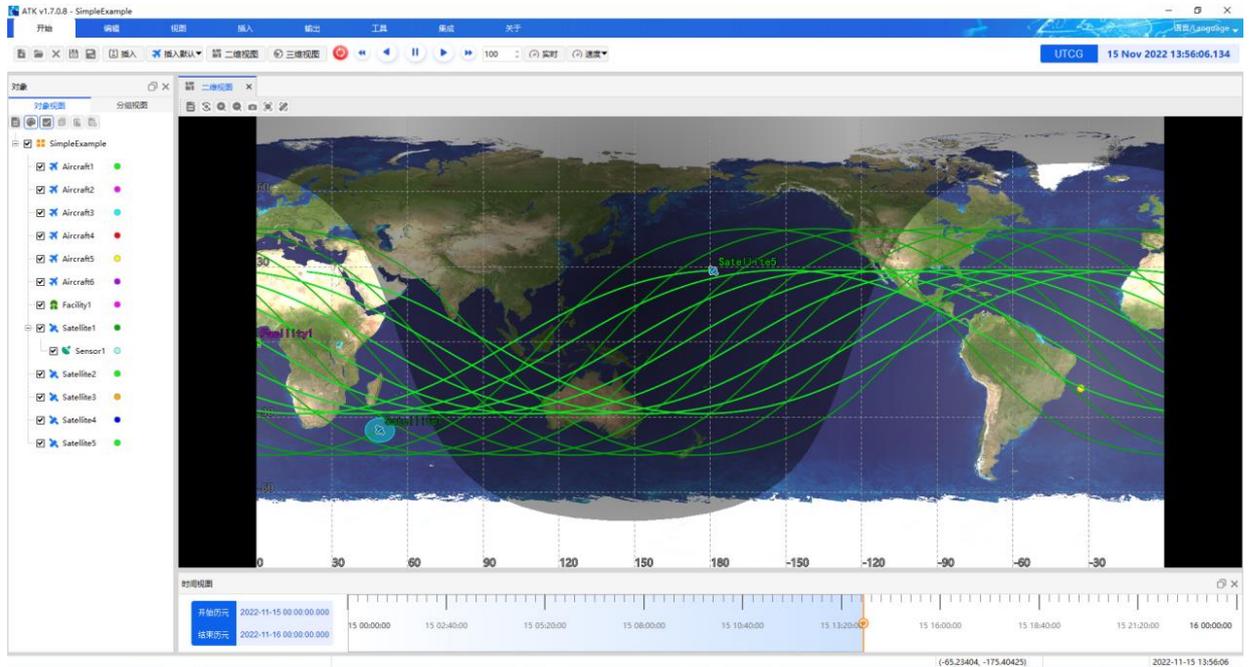


图 4-57 回放播放中

(1) 配置对象完成后，可查看仿真时间段结果，仿真起始时间为场景设置的开始时间。此时可在二维、三维地图的查看仿真效果。

(2) 在仿真过程中可进行倒放、暂停、继续、重置、加速、减速、手动输入速度、手动输入时间等操作。

(3) 仿真过程中场景中各对象仅可修改轨迹颜色、敏感器颜色等显示属性。

(4) 仿真数据播放结束后，回放会自动停止，进度条不会停留在结束时间。点击“重置”将重新从头播放，也可点击“倒放”按钮从该位置倒序播放。

4.4 二维可视化

4.4.1 功能介绍

二维可视化显示各个对象与地球平面的二维平面的关系。二维视图里面对象的相对关系清晰，在此视图下可直观分析一些相对位置的关系。

4.4.2 使用方法

4.4.2.1 二维工具栏操作

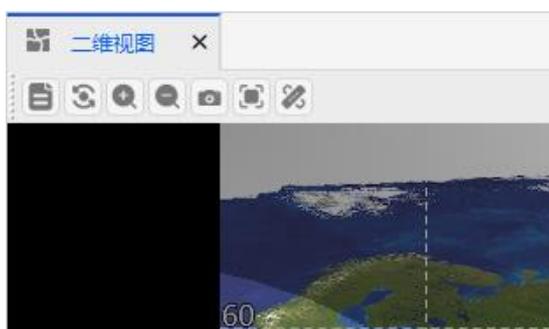


图 4-58 二维视图按钮

在菜单工具栏点击“视图”-【二维视图】。

二维工具栏有 7 个工具按钮：【二维视图属性】、【重置】、【放大】、【缩小】、【快照】、【快照属性】和【测量】。

(1) 属性按钮：点击【属性】按钮，即可弹出二维属性视图对话框。在里面可以设置图像、投影、细节、光照等参数信息。

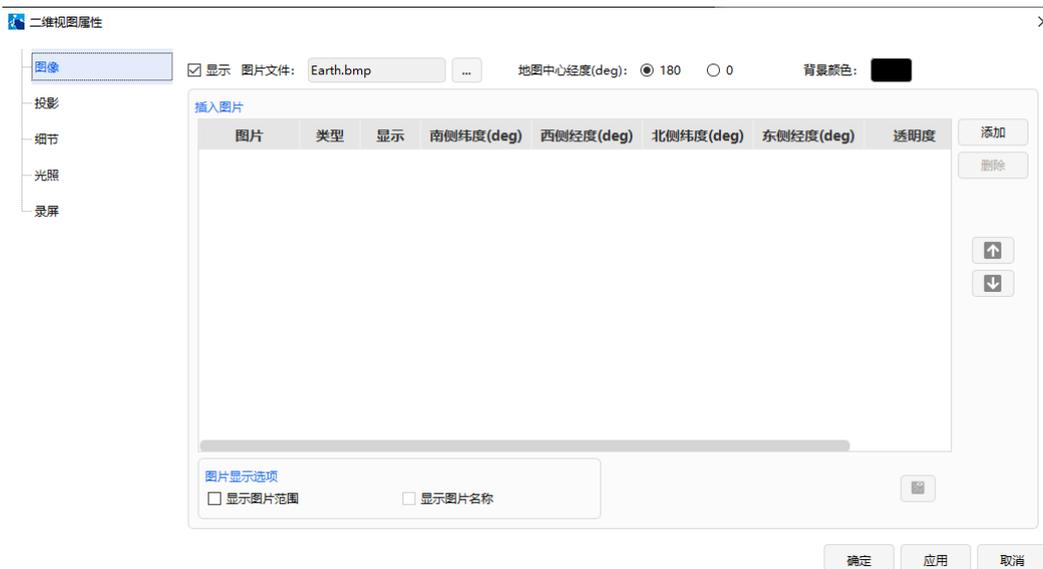


图 4-59 二维视图属性页面

(2) 重置按钮：点击【重置】按钮，二维视图即可回归默认视角。

(3) 放大按钮：点击【放大】按钮，按钮呈现选中状态。然后按住鼠标左键选择地图中的区域，该区域就会被放大。

(4) 缩小按钮：点击【缩小】按钮，按钮呈现选中状态。然后按住鼠标左键选择地图中的区域，该区域就会被放大。

(5) 快照按钮：点击【快照】按钮，会弹出一个另存为的对话框。可以选择保存位置，文件名，保存类型等信息。

(6) 快照属性按钮：点击【快照属性】按钮，可以设置二维视图快照属性信息。包括保存位置和文件格式。

(7) 测量按钮：点击【测量】按钮，即可在二维视图下使用鼠标点击两点测量距离，测量的信息将显示在时间窗口的左下方。

4.4.2.2 二维视图界面的鼠标操作

(1) 鼠标左键：按住鼠标左键可以二维视图的左右平移。

(2) 鼠标中键：滚动鼠标中键可以实现二维地图的放大缩小。

(3) 鼠标右键：点击鼠标右键可以调出二维视图属性和二维视图显示隐藏功能。

4.5 三维可视化

4.5.1 功能介绍

用户可以使用 3D 图形增强 ATK 软件的体验。在动态 3D 图形环境中显示场景信息。三维可视化窗口通过显示空间、卫星、地面站、传感器投影和轨道的仿真 3D 视图，提供了复杂任务和轨道几何图形的直观视图。3D 界面使用 ATK 几何引擎精确验证的数据进行驱动。

三维可视化能够增强 ATK 软件的使用体验。用户能够在动态 3D 图形环境中直观的感受场景信息。它通过显示三维空间、地球天体和地面站、传感器投影、卫星等轨道轨迹的三维视图，提供了复杂任务和轨道几何图形的仿真直观视图。

4.5.2 使用方法

4.5.2.1 三维工具栏

菜单工具栏点击【视图】按钮，再点击【三维视图】。

三维窗口工具栏 3 个工具按钮，分别是选择视点按钮、拍照按钮、地惯视点按钮。



图 4-60 三维工具栏

(1) 选择视点按钮：点击【选择视点】按钮，默认为地球地惯系视点为主

视点，仿真过程中可以选择切换到相应配置的对象作为主视点。

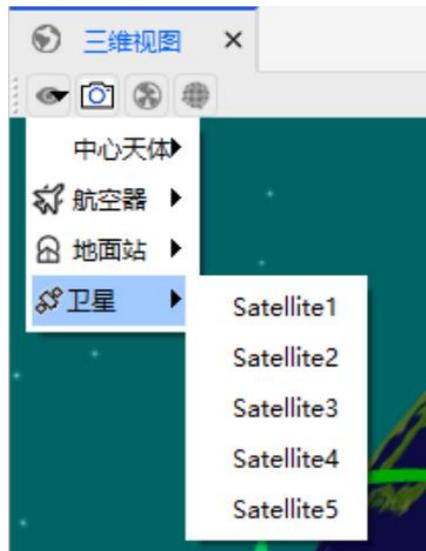


图 4-61 切换卫星对象作为主视点

(2) 拍照按钮：点击【拍照】按钮，即可弹出保存文件对话框，保存当前时刻的那帧图片。

(3) 地惯视点按钮：点击【地惯视点】按钮，三维视图即可回归地惯视点。

4.5.2.2 三维视图界面的鼠标操作

(1) 鼠标左键：按住鼠标左键可以以现有的中心点为视点可以进行上下左右的旋转。

(2) 鼠标中键：滚动鼠标中键可以实现视点中心的放大缩小。

(3) 鼠标右键：按住鼠标右键可以视线快速放大缩小视点中心的对象。

4.6 查看图文报告

4.6.1 功能介绍

在工具栏的输出菜单下有三个子项：动态报告、数据报告、曲线图表、快捷报告。



图 4-62 输出菜单与子菜单

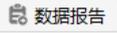
动态报告是场景运行过程中实时显示的所选择对象的报告信息的动态展示。用户可以查看到选定对象在场景运行过程中的状态变化。

数据报告为选定对象在当前选定时间的所有数据信息的静态汇总。用户能够查看到选定对象在一定时间内的更改。

曲线图表为选定对象在选定时间的仿真期间所有数据信息汇总所绘制出来的曲线图表。仿真期间更新的图形，这些图形称为条状图，使用户能够查看选定元素在一段时间内的变化。

快捷报告为选定对象的在当前选定时间的所有数据信息的快捷显示方式。（快捷报告是特定文字报告的快速显示方式）

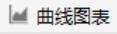
4.6.2 数据报告

(1) 仿真运行完成，在对象栏里面选择任意对象，右键选择【数据报告】或者选择输出工具栏中的【数据报告 】，即可弹出报告管理对话框。

(2) 当弹出实时数据框，左侧为对象选择区，右侧为报告类型选择区，“对象类型”下拉框选择某一对象类型再点击选中相应对象，“报告类型”下拉框选择【数据报告】并点击选中具体的报告内容。

(3) 双击或点击“显示”—【生成】按钮即可查看相应对象的报告信息了。

4.6.3 曲线图表

(1) 仿真运行完成，在对象栏里面选择任意对象，右键选择【曲线图标】或者选择输出工具栏中的【曲线图表 】，即可弹出报告管理对话框。

(2) 当弹出实时数据框，左侧为对象选择区，右侧为报告类型选择区，“对象类型”下拉框选择某一对象类型再点击选中相应对象，“报告类型”下拉框选择【曲线图表】并点击选中具体的报告内容。

(3) 在右侧显示框中，选择静态曲线或动态曲线，然后点击“显示”—【生成】按钮。

(4) 弹出的样式报告，查看该样式的所有数据汇总所生成的曲线图表了。

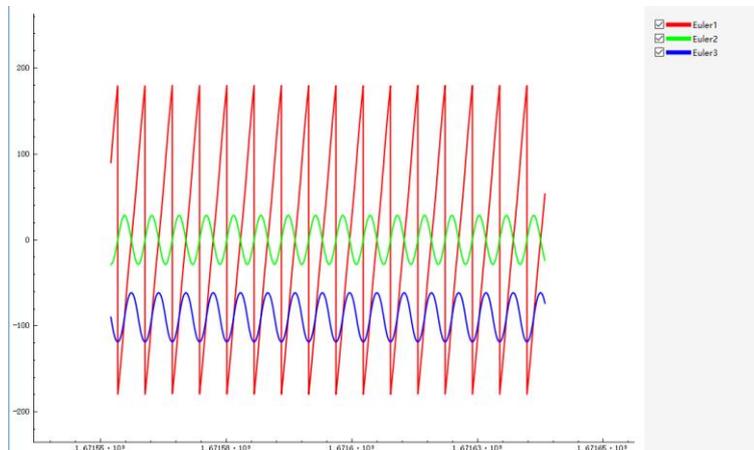


图 4-63 显示的曲线图表

4.6.4 快速输出报告

(1) 仿真运行完成，在对象栏里面选择任意对象，右键选择数据报告或者选择输出工具栏中的文字报告，即可弹出报告管理对话框。

(2) 当弹出报告管理界面后，在左侧区域为对象选择区，选择生成数据的对象。

(3) 在右侧的报告类型中选择报告，并在下方选择相应的报告样式。

(4) 在窗口底部选择加入快捷报告。

(5) 当设定好快捷报告后，后面再进行仿真运行，可以在输出窗口直接找到快捷报告按钮，点击该按钮即可快速查看对象的特定样式的文字报告。

5 ATK 专业使用指南

5.1 可见性工具

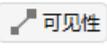
5.1.1 功能介绍

可见性工具是用于计算在对象当前属性和参数约束的条件下，两对象之间是否能够建立联系（是否可见），可用于卫星的星间通信等任务的可视性分析。该工具能够计算两对象的可见时间、被视对象在分析对象的方位角、俯仰角和两对象间的距离及其对应的变化率等。

该工具可以执行单个对单个对象的可见分析，还可以计算单个对象对多个对象。可针对每对计算对象可见时段内、不可见时段内的计算结果进行输出数据报告及图像报告。

5.1.1.1 功能位置

(1) 在对象窗口选择任意对象点击鼠标右键，即可找到可见性工具。

(2) 在工具栏中找到可见性工具点击【可见性 】即可调出可见性工具窗。

5.1.1.2 界面介绍

包括对象操作区域、时间设置区域、报告输出区域、数据返回区域。



图 5-1 可见性分析工具主界面

(1) 对象操作区域。用于选择分析对象，进行可见性数据计算、数据清除及数据更新。

(2) 时间设置区域。用于设定可见性分析时间区间。

(3) 报告输出区域。用于生成可见性数据报告及可视化图像报告

(4) 数据返回区域。用于在二维视图内显示静态加粗的可见弧段。

5.1.2 使用方法

5.1.2.1 可见性计算时段

在“时间设置区域”，设定可见性分析的开始、结束时刻。该区域默认取值为已仿真时间段（自场景开始时间起，至仿真结束时间止），可根据用户自身计算需求进行修改。但需要确保所分析的时间段位于场景已仿真时间段内。

5.1.2.2 对象选择

在“对象操作区域”，选择“访问对象”，即可见性计算基准对象，可支持对“Aircraft”、“Facility”、“Satellite”、“Ship”、“GroundVehicle”进行可见性分析。

在“访问对象”下方，选择对应的被视对象，支持同时选择多个对象进行计算。

5.1.2.3 分析可见关系

选中计算对象后，点击【计算 】，可计算对应目标的覆盖情况。当计算完成后，对应计算对象名称前将带有“*”标识。

5.1.2.4 生成可见性报告

在“报告输出区域”可查看覆盖性计算结果。提供数据报告和曲线报告两类，分别对应于“报告”和“可视化参数”两部分。

数据报告可输出下述内容：

报告名称	含义
可见性报告	访问对象对目标对象的可见时段开始时间、结束时间、可见时长及统计信息。
AER 报告	访问对象对目标对象在每个可见时段内，方位角、俯仰角、视线距及统计信息。
可见性参数变化率报告	访问对象对目标对象在每个可见时段内，视线角速率、视线方位角速率、视线俯仰角速率、视线距变化率及统计信息。
不可见报告	访问对象对目标对象的不可见时段开始时间、结束时间、可见时长及统计信息。
不可见 AER 报告	访问对象对目标对象在每个不可见时段内，方位角、俯仰角、视线距及统计信息。

图表报告可输出下述内容：

报告名称	含义
可见性曲线	访问对象对选定目标对象的可见时段时间区间。
AER 曲线	访问对象对目标对象在可见时段内，方位角、俯仰角、距离随时间的变化曲线。
可见性参数变化率曲线	访问对象对目标对象在可见时段内，视线角速率、视线方位角速率、视线俯仰角速率、视线距变化率随时间的变化曲线。
不可见时段曲线	访问对象对选定目标对象的不可见时段时间轴。
不可见 AER 曲线	访问对象对目标对象在不可见时段内，方位角、俯仰角、距离随时间的变化曲线。
可见俯仰角曲线	访问对象对目标对象在可见时段内，俯仰角随时间的变化曲线。
可见方位角曲线	访问对象对目标对象在可见时段内，方位角随时间的变化曲线。
可见视线距曲线	访问对象对目标对象在可见时段内，视线距随时间的变化曲线。
可见角度变化率曲线	访问对象对目标对象在可见时段内，视线角速率随时间的变化曲线。
可见俯仰角方位角极坐标曲线	访问对象对目标对象在可见时段内，方位角、俯仰角的极坐标曲线。
可见时段百分比饼图	访问对象对目标对象的可见时间段占总可见时段的百分比饼图。
全任务周期可见百分比饼图	访问对象对目标对象的总可见时间段占计算时间段的百分比饼图。

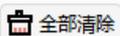
5.1.2.5 可见弧段查看

系统默认勾选“显示静态轨迹”选项，在二维视图中全部可见轨迹弧段将显示为静态加粗线条。

取消勾选后，可见弧段不再以静态加粗线条显示，而是在时间视图运行到对应可覆盖时刻后，以卫星间的连线展示可见弧段信息。

5.1.2.6 清除计算数据

在“对象操作区域”，点击【清除 】，可清除当前选中对象的计算信息。

点击【全部清除 】可清除全部计算结果。

当关闭可见性分析窗口时，计算结果自动清除，下一次打开该窗口时需重新计算运行。

5.2 覆盖工具

5.2.1 功能介绍

覆盖工具用于计算在当前属性和参数约束的条件下，两对象之间是否存在覆盖关系，可用于卫星对地覆盖等任务的分析。该工具可在不同的评估标准下对覆盖效果进行评价。

该工具可执行单个对单个对象的覆盖分析，还可以计算单个对象受多个对象的多重覆盖分析。可针对不同覆盖关系下的计算结果进行输出数据报告及图像报告，例如：输出覆盖时段数据信息，以及所定义的覆盖品质因子下的覆盖品质数据。绘制可视化图像报告，也可将计算结果在 2 维窗口进行可视化呈现。

5.2.1.1 功能位置

(1) 在对象窗口选择任意对象点击鼠标右键，即可找到覆盖性工具。

(2) 在工具栏中找到可见性工具点击【覆盖性 】即可调出可见性工具窗。

5.2.1.2 界面介绍

包括对象操作区域、时间设置区域、覆盖品质区域、报告输出区域以及数据返回区域。

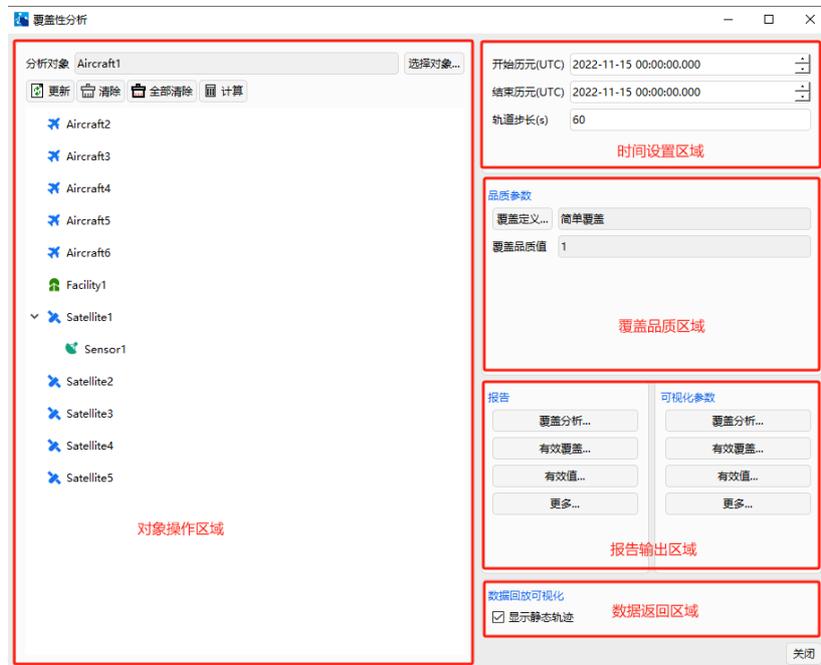


图 5-2 覆盖性分析工具窗口界面

(1) 对象操作区域。用于选择分析对象，生成覆盖分析数据以及覆盖分析数据更新与清除。

- (2) 时间设置区域。用于覆盖性设定分析时间区间。
- (3) 覆盖品质区域。用于定义覆盖品质类型，显示覆盖品质取值。
- (4) 报告输出区域。用于生成覆盖性数据报告及可视化图像报告。
- (5) 数据返回区域。用于在二维视图内显示静态加粗的可覆盖弧段。

5.2.2 使用方法

5.2.2.1 覆盖计算时段

在时间设置区域，设定覆盖性分析的开始、结束时刻。该区域默认取值为已仿真时间段（自场景开始时间起，至仿真结束时间止），可根据用户自身计算需求进行修改。但需要确保所分析的时间段位于场景已仿真时间段内。

5.2.2.2 对象选择

在“对象操作区域”，选择“分析对象”，即覆盖的目标，可支持对“Aircraft”、“Facility”、“Satellite”、“Ship”、“GroundVehicle”进行覆盖分析。

在“分析对象”下方，选择对应计算对象，当需要进行多重覆盖分析时，可选择多个计算对象。当选择附属“Sensor”对象以外的对象时，默认计算该对象在45°半锥角的圆锥范围内的覆盖情况。

5.2.2.3 分析覆盖特性

选中计算对象后，点击【计算  计算】，可计算对应目标的覆盖情况。当计算完成后，对应计算对象名称前将带有“*”标识。

5.2.2.4 覆盖品质定义

可对目标的覆盖品质进行分析，可定义覆盖品质类型以及需要满足的条件。

在“覆盖品质区域”，点击【覆盖定义...】，设置覆盖品质。可对下述9类覆盖品质进行计算分析：

覆盖品质类型	含义
简单覆盖	该目标在计算时段内是否被覆盖。 (1表示可覆盖, 0表示不可覆盖)
总体覆盖时间	覆盖时间及其占计算时段比例。
覆盖时段	基于单个可覆盖时段长度的取值。
重访时间	两次可覆盖的时间间隔。
平均不可见时长	每个不可覆盖时段长度平均值。
响应时长	自开始历元至覆盖起始时刻的时间间隔。
多重覆盖	对目标点的覆盖重数。
可见性约束	计算对象与分析对象的可见性参数约束。
光照约束	计算对象、太阳、月球及地面间的几何关系约束。

5.2.2.5 覆盖性计算结果

在“报告输出区域”可查看覆盖性计算结果。提供数据报告和曲线报告两类，分别对应于“报告”和“可视化参数”两部分。可输出下述报告内容：

报告名称	含义
覆盖分析报告	每个计算对象对分析目标的覆盖开始、结束时间及时长信息。
品质参数值	覆盖品质参数在每个可覆盖时段的取值。
有效覆盖报告	满足覆盖品质要求的覆盖时段的开始、结束时刻，以及时长、占比信息。
每日覆盖分析报告	每日可覆盖时段长度信息。
未覆盖分析报告	不可覆盖时段开始、结束时刻，以及对应时段时长及占比。

5.2.2.6 覆盖弧段查看

完成计算后，系统默认勾选“显示静态轨迹”选项，在二维视图中全部覆盖弧段将显示为静态加粗线条。

取消勾选后，覆盖弧段不再以静态加粗线条显示，而是在时间视图运行到对应可覆盖时刻后，才会显示覆盖弧段信息。

5.2.2.7 清除计算数据

在“对象操作区域”，点击【清除 】，可清除当前选中对象的计算信息。

点击【全部清除 】可清除全部计算结果。

当关闭覆盖性分析窗口时，计算结果自动清除，下一次打开该窗口时需重新计算运行。

5.3 轨道机动规划工具

5.3.1 功能介绍

机动规划是为空间任务分析与航天器轨道设计而开发的功能模块。轨道机动规划工具将航天器轨迹划分成不同的任务段，以不同图形模块标识特定的任务阶段。使用者可以根据需要选取不同模块构造自己的任务序列，完成轨道规划与计算的任务，并生成卫星的星历。轨道机动规划工具提供了脉冲推力和有限推力两种机动模式，并且支持高精度轨道外推计算模型。为了实现任务规划功能，机动规划模块提供了微分修正器和序列二次规划优化器，可以满足发射窗口、交会对接、轨道转移等任务的规划与分析。

当用户将轨道预报器选择为机动规划后，即可进入轨道机动规划界面，如图

5-3 所示。

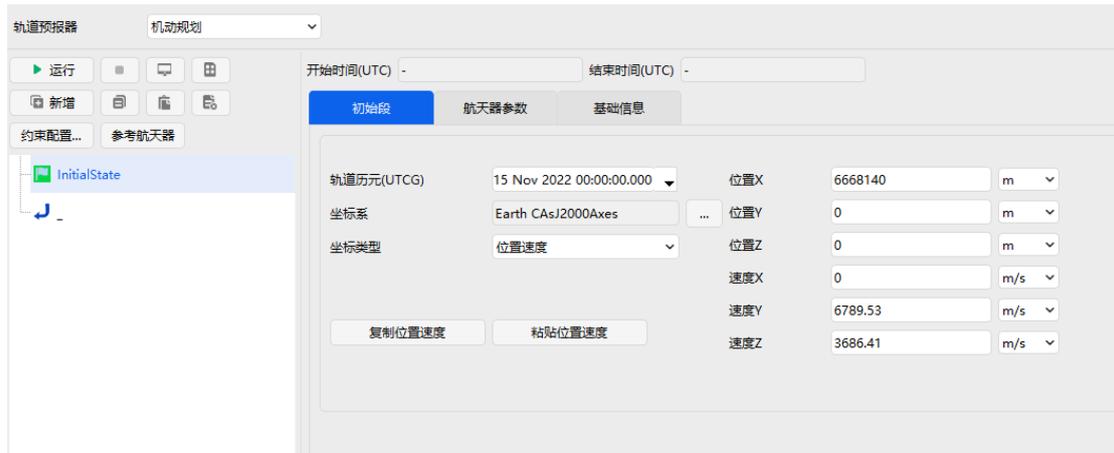


图 5-3 轨道机动规划界面

轨道机动规划模块界面左侧是任务控制序列(Mission Control Sequence, MCS)的树状结构,描述了任务的各个任务序列段之间的关系。树状结构的上侧为工具栏,相应的功能说明如表 5-1 所示。

表 5-1 机动规划工具栏按钮

按钮	功能说明
	运行任务序列
	停止计算任务
	运行结果显示
	任务概要说明
	新增任务序列段
	复制任务序列段
	粘贴任务序列段
	删除任务序列段
	约束配置选择
	选择参考航天器

树状结构右侧窗口为各个序列任务段参数设置界面。如初始段可设置轨道历元、坐标系、坐标类型、初始状态等参数。对于约束配置,则需要通过点击工具栏中的【约束配置...】按钮进入约束配置界面如图 5-4 所示。

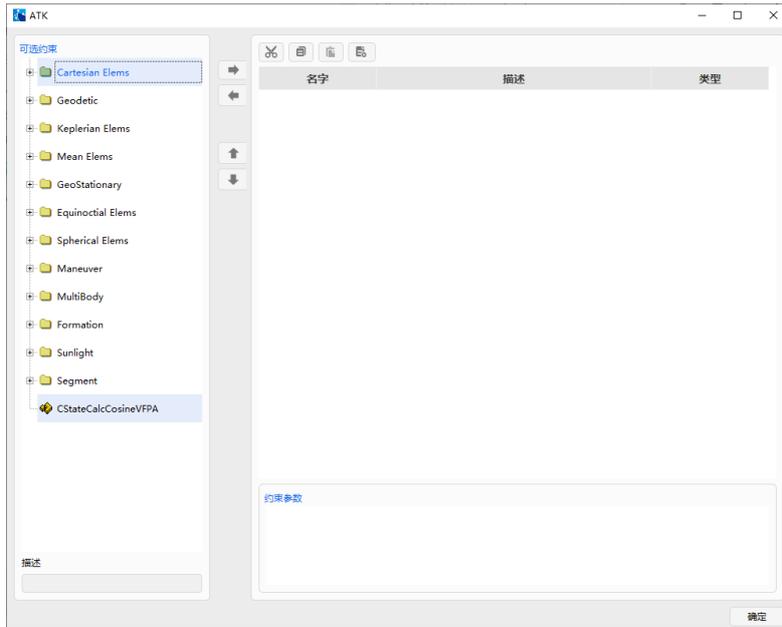


图 5-4 轨道机动规划约束配置界面

构造任务控制序列的过程主要是通过插入和调整不同的任务段的过程，对各个阶段的特性进行定义，设置特定约束和停止条件等因素，选择适应的优化器完成轨道机动规划任务。

5.3.2 机动规划任务序列段

轨道机动规划工具允许用户自由选择和组织任务序列段，生成期望的轨迹。用户可以根据自己的任务需要，选择不同任务控制序列段，规划相应的轨道。当前 ATK 版本软件主要支持如图 5-5 所示的 12 个序列段，分别是初始段、预报段、机动段、瞄准序列段、序列段、逆向序列段、更新段、停止段、返回段、保持段、插入 RPO 段和兰伯特瞄准段特，每个阶段中都可以自由配置相应的约束和设计变量等参数。

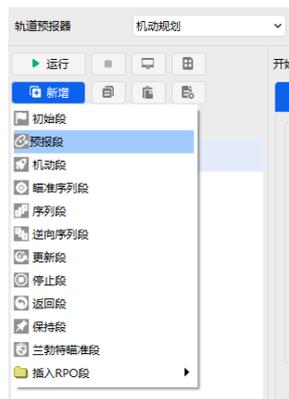


图 5-5 轨道机动规划控制序列段

5.3.2.1 初始段

初始段全称为初始状态段，用来定义整个任务控制序列及其子序列的初始状

态。除了时间信息之外，初始段的设置主要包括初始轨道要素或初始位置速度、航天器参数、基础信息三个部分，详细页面展示如图 5-6 所示。

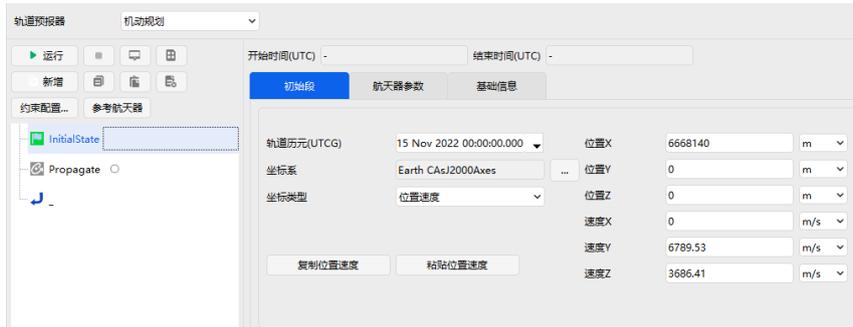


图 5-6 轨道机动规划工具初始段

顾名思义，初始段的主要功能是定义航天器的初始条件和航天器本身的特征参数。初始状态通常以初始轨道要素、初始历元、以及轨道坐标系等参数给出。航天器参数则包括净质量、推进剂质量、大气阻力系数、阻力面积、太阳光压系数、太阳光压面积等参数。基础信息主要是用来描述初始段基本参数，包括名称和用户定义的其他描述信息。

5.3.2.2 预报段

预报段主要功能是用来模拟和计算航天器在给定力场模型、初始条件等参数基础上、轨道在给定停止条件下的运动状态。

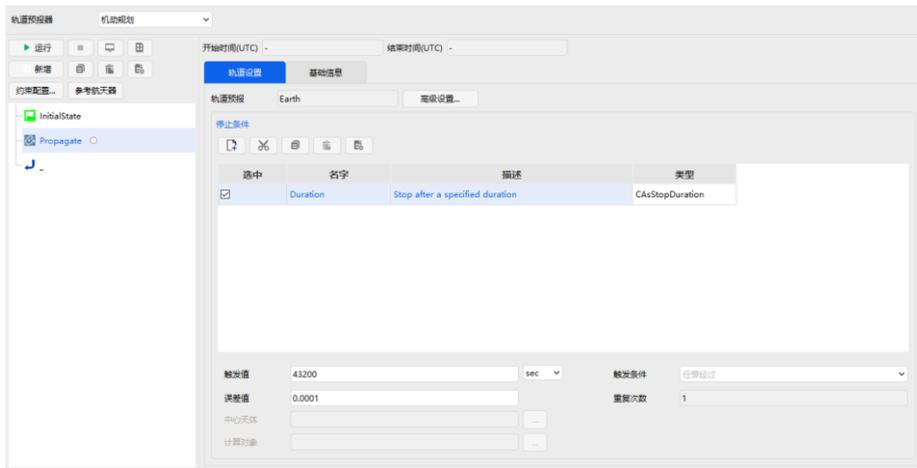


图 5-7 轨道机动规划工具预报段

轨道机动规划工具预报段界面属性和参数如图 5-7 所示，包括开始与结束时间、轨道预报器、停止条件等三个主要部分。轨道预报器的设置可以通过点击【高级配置...】按钮进入到参数配置界面，如图 5-8 所示。

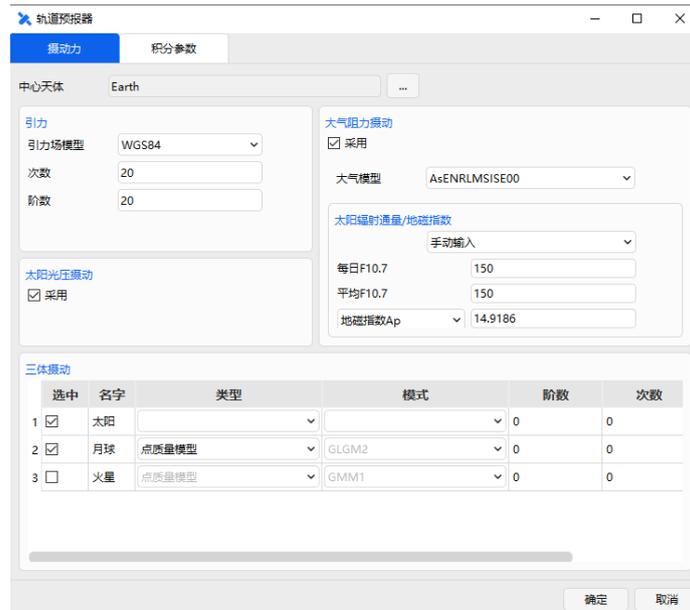


图 5-8 预报段轨道预报器参数设置

停止条件部分包括 5 个主要工具按钮，其名称和功能介绍如表 5-2 所示。

表 5-2 停止条件工具栏按钮

按钮	名称	功能
	新建	建立新的停止条件
	剪切	将当前停止条件放到剪切板
	复制	复制一份当前条件到剪切板
	粘贴	插入一份复制的停止条件
	删除	删除一份停止条件

选择停止条件后，即可在对应的参数界面设置用户期望的停止条件，如外推时间长度、误差容许值等触发条件。当前版本支持的停止组件如表 5-3 所示。

表 5-3 停止条件组件与描述

停止条件组件	描述
Duaration	在特定的持续时间执行后停止
Epoch	在特定的历元时刻停止
Altitude	在目标运动到相对于参考中心天体的指定高度时停止
Longitude	在对象达到特定经度时停止
Latitude	在对象达到特定纬度时停止
Apoapsis	在轨道远地点时停止
Periapsis	在轨道近地点时停止
AscendingNode	在升交点处停止
DescendingNode	在降交点处停止
XYPlaneCross	在对象穿越 X—Y 平面时停止
YZPlaneCross	在对象穿越 Y—Z 平面时停止
ZXPlaneCross	在对象穿越 Z—X 平面时停止
AscToDesc	在北纬最高点停止
DescToAsc	在南纬最低点停止
Rmagnitude	在距离初始位置的特定距离处停止
TrueAnomaly	在特定真近点角处停止
MeanAnomaly	在特定平近点角处停止
ArgLat	在特定纬度幅角处停止
StateCal	在对象特定状态计算值处停止

用户在使用预报段时，可根据任务需要定义相应的停止条件。选择停止条件后，在对应框内输入变量大小即可。

5.3.2.3 机动段

机动段主要功能是对航天器在轨道上的机动过程进行建模，当前软件提供了脉冲机动和有限推力机动两种工况模式。

(1) 脉冲机动模式

脉冲机动模式通过对前一任务序列段的最终速度增加一个速度增量，然后更新飞行器的状态。脉冲机动的设置分为姿态和发动机两个部分。脉冲机动段参数设置界面如图 5-9 所示。

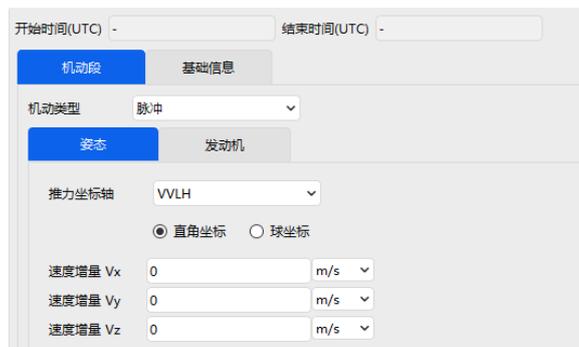


图 5-9 机动段参数设置

脉冲机动类型模式下，推力坐标轴可选择 VVLH、J2000、VNC 三类不同坐标系，坐标类型包括直角坐标系、球坐标两类。以 VVLH 推力坐标轴模式下设置为例，在对应速度增量输入框内输入数据即可，其中正值代表沿着坐标轴的正方向，反之则为负方向。发动机需要设置的参数有推力、比冲、以及选择是否根据推进剂消耗更新质量。用户在使用时直接在相应输入框内输入变量大小即可。

(2) 有限推力机动模式

有限推力机动模式是根据设定的推力加速度，利用定义的轨道预报器来预报状态参数。推力的量级取决于用户定义的发动机模型，推力的方向由姿态控制来决定。有限推力模式下，用户需要设置三个部分：姿态、发动机、轨道预报，界面分布情况如图 5-10 所示。

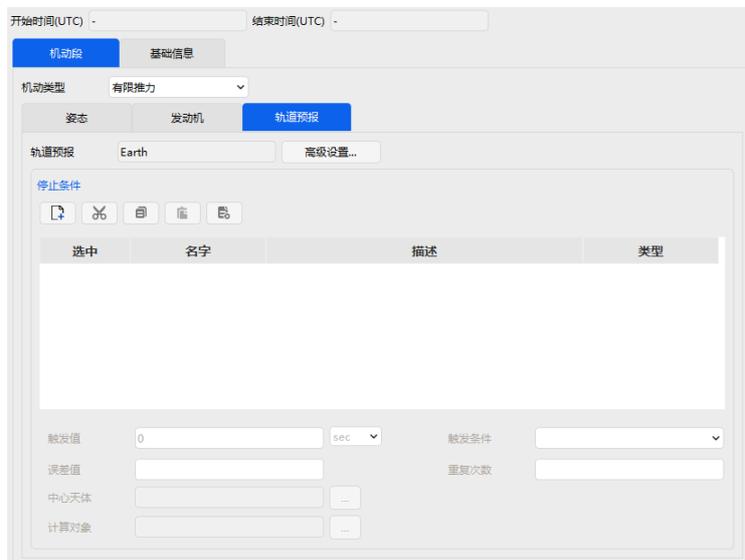


图 5-10 有限推力机动模式参数设置

姿态部分同脉冲模式下的姿态设置基本一致，不同的是有限推力的坐标设置不再是速度增量，而是不同方向的单位矢量，用户在使用时仅需在对应方向输入即可。发动机部分的设置同样与脉冲机动模式下的选项一致。轨道预报部分同预报段的设置一致，即新增停止条件，输入相应参数大小即可。

5.3.2.4 瞄准序列段

瞄准序列段是通过定义一系列机动段和预报段构成一个子任务序列段，以实现特定目标任务。实现一个目标序列通常可以分为 3 步完成。

- 1) 新增基本段到目标序列。
- 2) 定义瞄准目标序列的属性。
- 3) 配置目标序列。

(1) 新增基本段到目标序列

任何任务控制序列段都可以嵌套在目标序列里面，一个目标序列也可以嵌套在另一个目标序列中。用户可以根据自己的任务需求，增加自己需要的基本任务

控制序列段。

(2) 定义瞄准序列段的属性

瞄准序列段的属性主要在配置中通过新增【】按钮，进入算法配置页面进行设置。



图 5-11 瞄准序列段设置界面

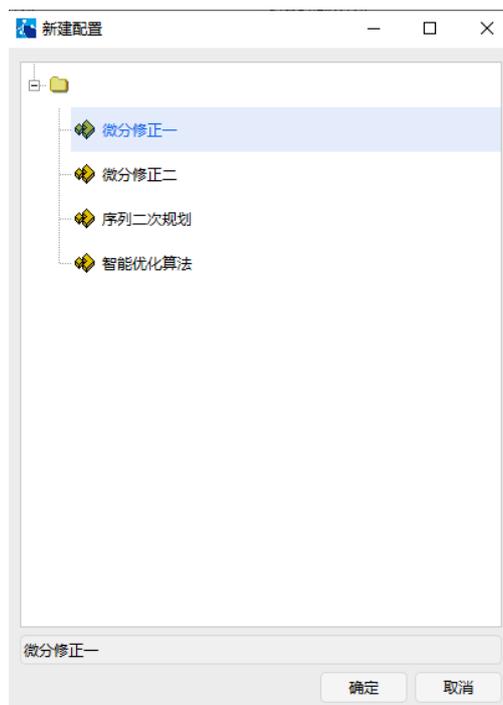


图 5-12 算法配置类型选项

当前软件版本的迭代算法包括三类微分修正算法、序列二次规划算法和智能优化算法。选定迭代算法后，即可进入设置界面定义控制变量和约束，如图 5-13 所示界面。

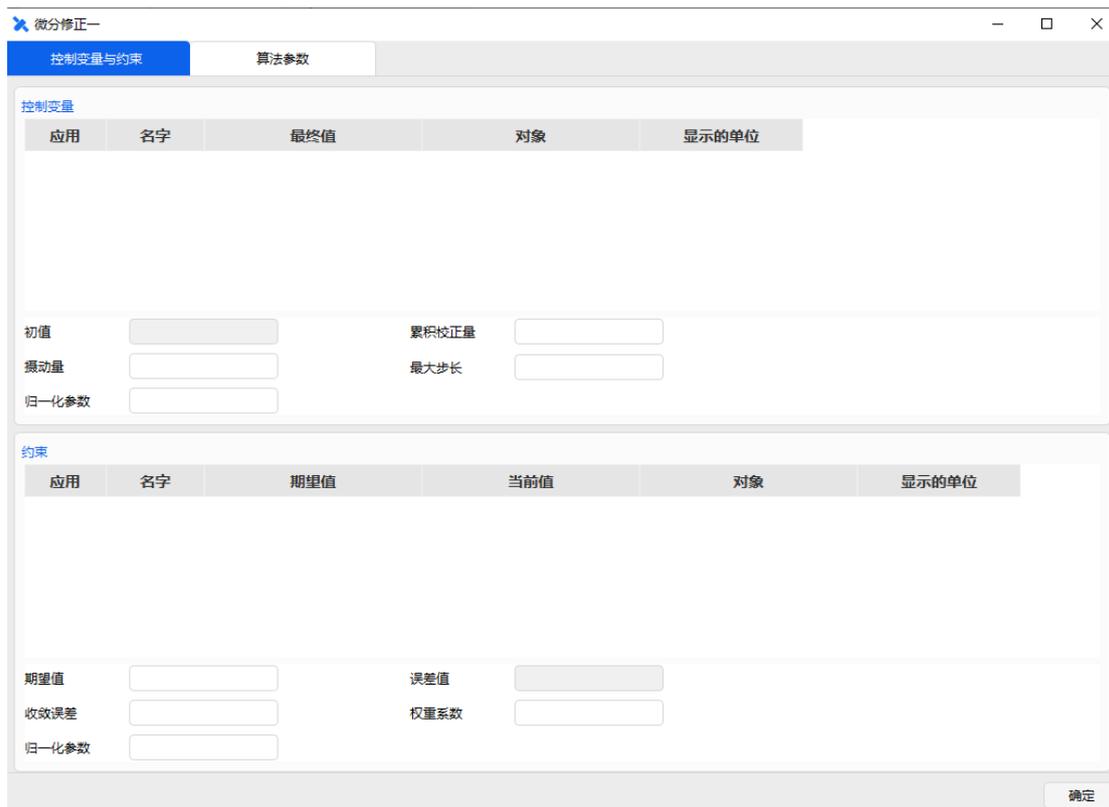


图 5-13 瞄准序列段设置界面

(3) 定义瞄准目标序列的属性

在完成控制变量和约束的设置后，即可再次进入到瞄准序列段设置界面，进行瞄准目标序列动作参数的配置。动作类型包括迭代运行、不迭代运行、应用迭代结果运行。

其中，迭代运行对应的动作为执行目标序列，直到达到最优化目标，运行过程中，目标序列不断重复迭代，选择的优化变量也会不断更新，不迭代运行动作则与之相反。应用迭代结果运行指的是，根据用户输入的变量值，执行瞄准目标序列，运行过程中通常不涉及优化解算。用户在使用过程中，可以根据自己的需要选择相应的动作类型。动作类型旁边的【应用修改】按钮的主要功能是将当前修改后的设置赋给瞄准目标序列，而【重置】按钮则是重置瞄准目标序列。

5.3.2.5 序列段

序列段是一个组合体，可以用来将多个段进行组合，并可以定义将结果的属性传递到下一任务序列段或下一序列。序列段的参数设置主要是状态传递方式的设置，共有两种传递方式，分别是将序列段的初始状态传递给下一段和将序列段的终端状态传递给下一段。

5.3.2.6 逆向序列段

逆向序列段是一个组合体，可以用来将多个段进行组合，并可以定义为将结

果的属性传递到下一任务序列段或下一序列。与序列段不同的是，该序列段中的基本段是逆向运行的。逆向序列段的参数设置主要是状态传递方式的设置，共有两种传递方式，分别是将逆向序列段的初始状态传递给下一段和将逆向序列段的终端状态传递给下一段。

5.3.2.7 更新段

更新段用来更新航天器配置参数，包括六种参数，分别是干重、推进剂质量、太阳光压面积、大气阻力面积、太阳光压系数和大气阻力系数。对于每一个参数，更新段可以提供如下表所示的选项进行操作。

不变	保持该参数现有值不变
增加	在该参数现有值的基础上增加数值栏输入的值
减少	在该参数现有值的基础上减少数值栏输入的值
设为新值	将该参数现有值替换为数值栏输入的值

5.3.2.8 停止段

停止段用来停止整个任务控制序列。在使用该段时，通过勾选开启前的方框 开启，实现该段的运行，使得整个任务控制序列运行停止，无法继续向下进行。

5.3.2.9 返回段

返回段用来将控制变量返回到他的父级段，从而控制整个任务控制序列的运行。如果任务控制序列段的运行状态为迭代运行，则在该段后，任务控制序列段不会运行任何段。返回段有两种状态设置选项，分别是 开启 和 关闭，可以通过点击圆形按钮进行选择。当选择开启的状态时，该段是运行的。当选择关闭的状态时，运行整个任务控制序列段，该段是不发挥作用的。

5.4 批量坐标转换工具

5.4.1 功能介绍

批量坐标转换工具（以下简称 Crdn）主要用于进行不同坐标系下数据文件的批量坐标转换功能。

主要功能包括：

(1) 实现包括地心 J2000、ECF 地固系、LCI 发射惯性系、LC 发射系与东北天坐标系之间数据的批量坐标转换。

(2) 适应灵活的输入格式，包括空格、逗号、分号等间隔，数据顺序、数据项内容可定制。

(3) 输入、输出数据文件可选择为 txt 或星历格式。

5.4.1.1 功能位置

打开主界面，点击任务栏中的工具按钮，即可找到批量坐标转换工具。



图 5-14 批量坐标转换工具的位置

5.4.1.2 界面介绍

批量坐标转换界面如图 5-15 所示。

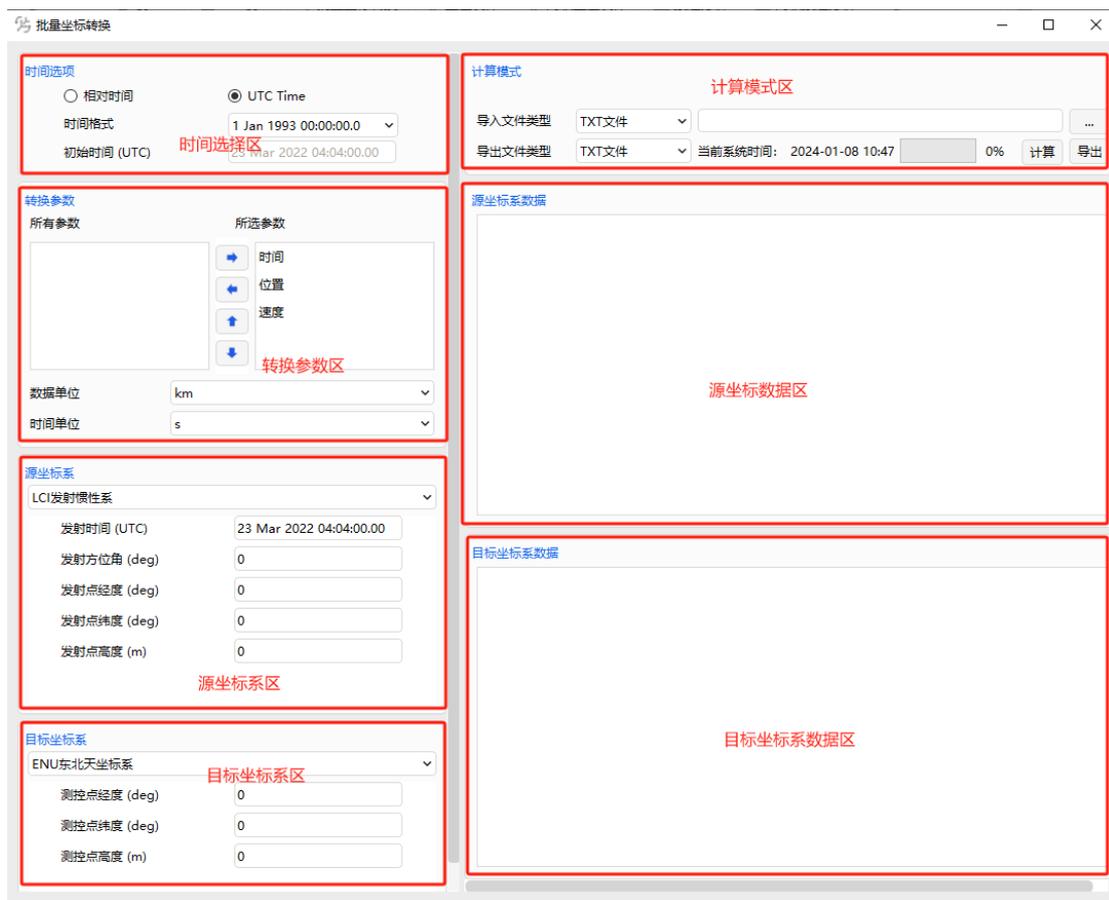


图 5-15 批量坐标转换功能区域分布图

页面区域功能如表 5-4 所示。

表 5-4 批量坐标转换页面区域功能

计算模式区域	选择导入、导出文件格式，txt 或星历文件
时间选项区	选择数据的参考历元，包含协调世界时与相对时间
转换参数区	选择被指定转换的数据，一般为位置、速度与时间
源坐标系区	与导入批量数据的坐标系对应
源坐标数据区	与导入的批量数据对应
目标坐标系区	与导出批量数据的坐标系对应
目标坐标系数据区	与导出的批量数据对应

在 ATK 的批量坐标转换中，txt 文件与星历文件 (.e) 内容格式如表 5-5、图

5-16 和图 5-17 所示。

表 5-5 坐标转换数据格式

数据格式	时间（单位）	状态量（单位）	
TXT	UTC（日-月-年-时-分-秒）	位置矢量（km）	速度矢量（km/s）
星历	相对时间（秒）	位置矢量（km）	速度矢量（km/s）

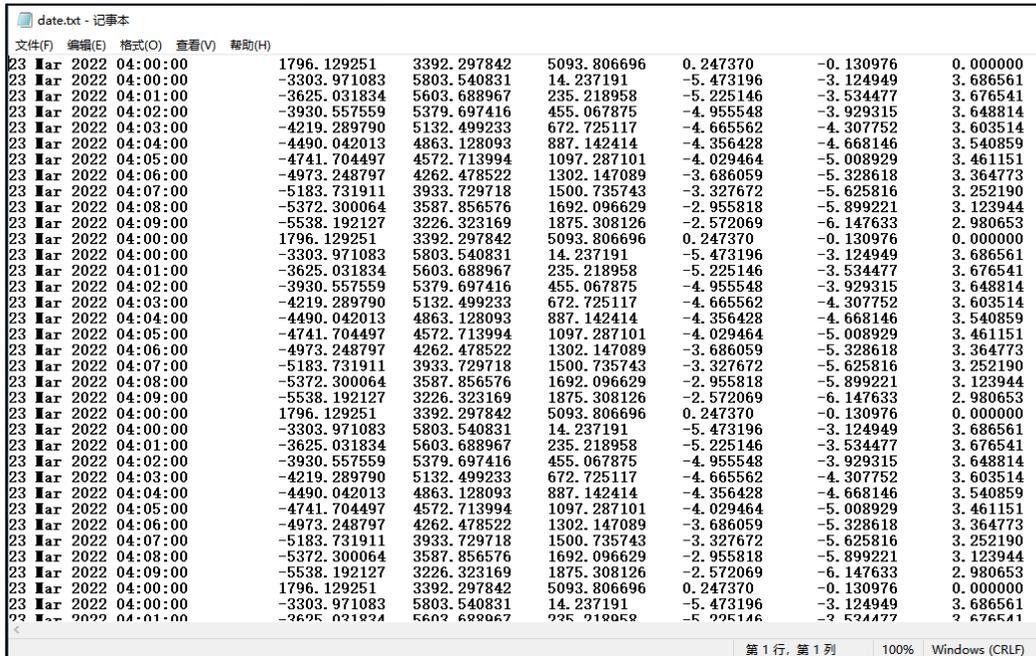


图 5-16 导出的 txt 文件样式

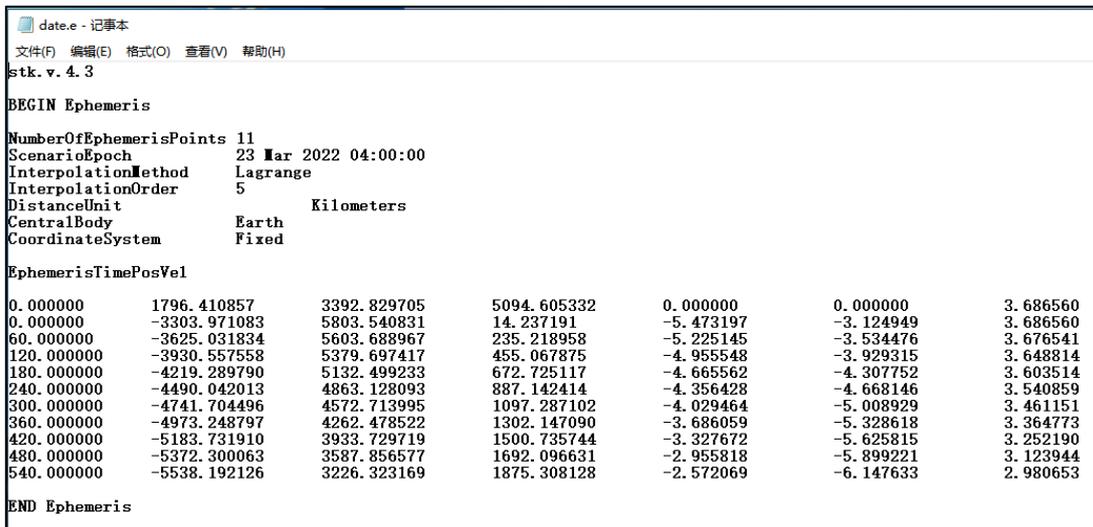


图 5-17 导出的.e 文件样式

导出的星历文件的表头说明如

表 5-6 所示。

表 5-6 星历文件表头说明

ATK 版本号	atk.v
转换数据数量	11
仿真场景时间	22 Mar 2022 04:00:00
插值方法	勒让德
插值展开阶数	5 阶
距离单位	km
中心天体	地球
坐标系类型	地固系

5.4.2 使用方法

5.4.2.1 导入要转换的数据

(1) 选择导入数据类型。导入数据可以为 txt 或星历文件。

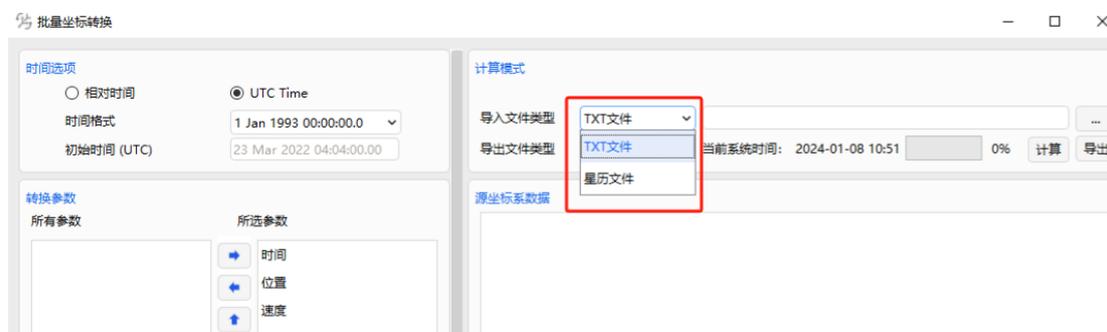


图 5-18 选择导入文件类型

(2) 点击【...】按钮查找路径找到需要转换的原始文件，并导入。（注意，导入数据中的时间应与软件中时间模式三种模式之一相一致，传入数据的单位应一致为米或千米）。

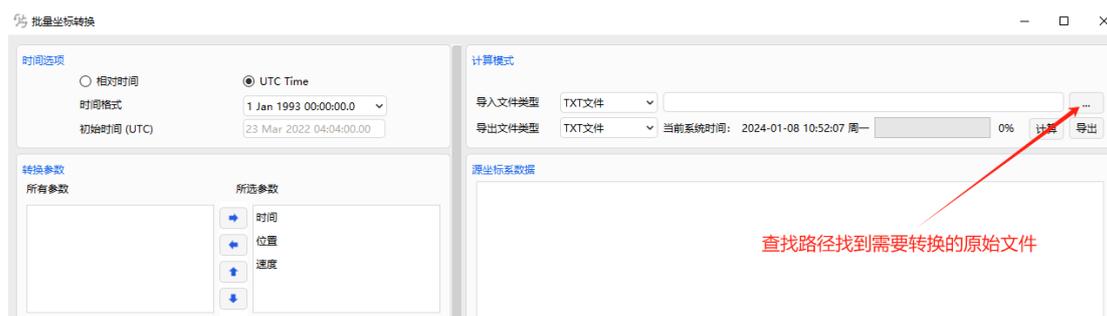


图 5-19 导入的转换文件

(3) 找到需要转换的数据文档所在路径，点击【打开】按钮。ATK 案例中所用数据文档的路径为“ATK\AtkInput\CoordTrans”。

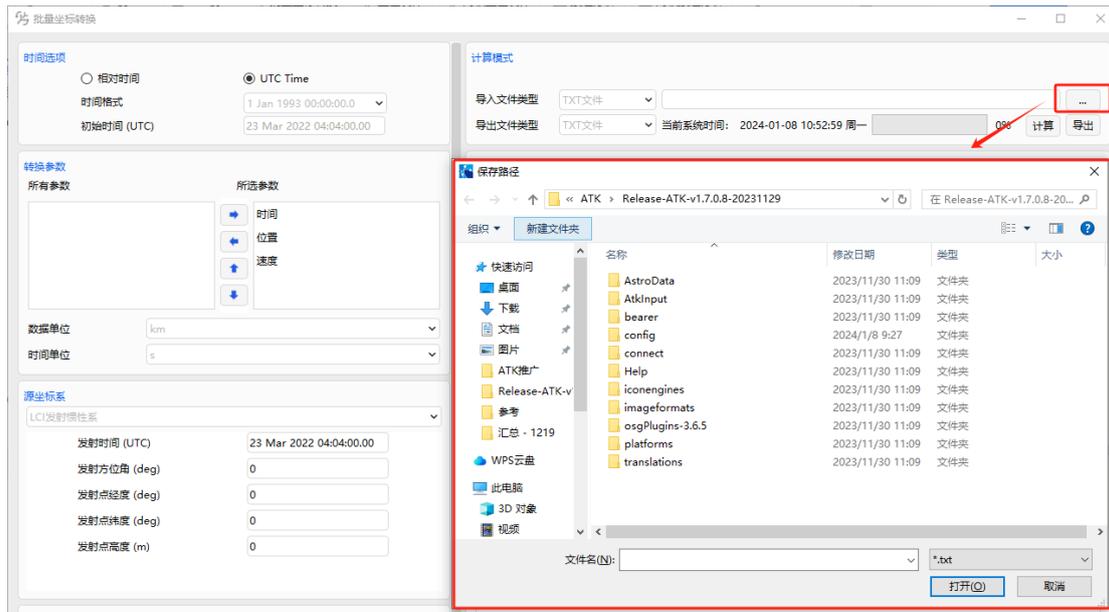


图 5-20 查找批量坐标数据文档

(4) 导入后的信息会显示到“源坐标系数据”框内。(注意文档中应包括参数的时间、坐标等相关信息)。

源坐标系数据							
23 Mar 2022 04:00:00.000	1796.410857	3392.829705	5094.605332	0	-0	3.686560	
23 Mar 2022 04:00:00.000	-3303.971083	5803.540831	14.237191	-5.473197		-3.124949	
23 Mar 2022 04:01:00.000	-3625.031834	5603.688967	235.218958	-5.225145		-3.534477	
23 Mar 2022 04:02:00.000	-3930.557559	5379.697417	455.067875	-4.955548		-3.929315	
23 Mar 2022 04:03:00.000	-4219.289790	5132.499233	672.725117	-4.665562		-4.307752	
23 Mar 2022 04:04:00.000	-4490.042013	4863.128093	887.142414	-4.356428		-4.668146	
23 Mar 2022 04:05:00.000	-4741.704496	4572.713995	1097.287102	-4.029464		-5.008929	
23 Mar 2022 04:06:00.000	-4973.248797	4262.478522	1302.147090	-3.686059		-5.328618	
23 Mar 2022 04:07:00.000	-5183.731910	3933.729719	1500.735744	-3.327672		-5.625815	
23 Mar 2022 04:08:00.000	-5372.300063	3587.856577	1692.096631	-2.955818		-5.899221	
23 Mar 2022 04:09:00.000	-5538.192126	3226.323169	1875.308128	-2.572068		-6.147633	

图 5-21 导入数据

5.4.2.2 选择时间模式

根据导入数据的时间信息选择对应时间模式。



图 5-22 选择时间格式

(1) 设置初始时间，默认选择为“UTC Time”，此时初始时间框为灰色不可编辑状态，导入的 txt 文档中时间信息应为“日-月-年-时-分-秒”。



图 5-23 选择 UTC Time

(2) 选择相对时间时，则初始时间为可输入状态。文档中可输入时间数据信息，计算时将直接采用界面输入的初始时间框中的数据。此时，txt 文档中时间信息即为相对时间量，单位为秒，星历文件则直接默认为相对时间模式，初始时间信息直接从星历文件中获取。



图 5-24 选择相对时间

5.4.2.3 选择转换参数

转换参数区左侧为可供选择的参数类型，而右侧为选择好的参数类型。右侧默认选择了时间、位置、速度作为转换参数。(注意右侧框的参数项目的顺序应与对应输入数据的格式位置相对应，否则计算数据将会出现错误。)

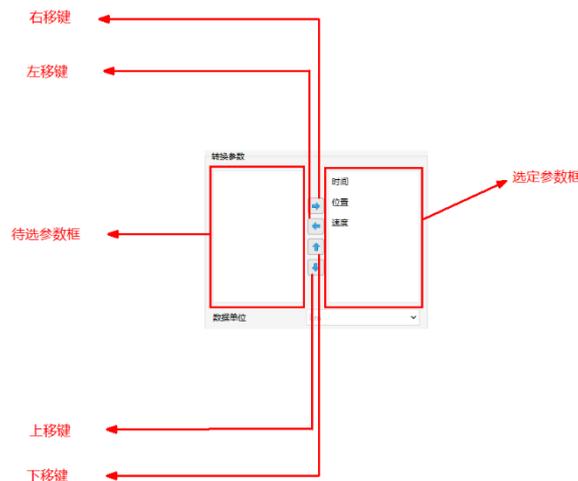


图 5-25 设置转换参数

5.4.2.4 坐标参数的参考系选择

(1) 源坐标参数区的源坐标系可选项有：J2000 地心惯性系。ECF 地固系。LC 发射系。LCI 发射惯性系。ENU 东北天坐标系。

(2) 目标坐标系参数区的目标坐标系可选项有：J2000 地心惯性系。ECF 地固系。LC 发射系。LCI 发射惯性系。ENU 东北天坐标系。

(3) 当两个坐标系选定后，才会弹出相应参数输入框，输入框包括发射时间、发射方位角、发射点经度、发射点纬度、发射点高度，以及测控点经度、测控点纬度、测控点高度。(注意：1、发射时间应该按选定的时间模式来输入数据。2、发射经度和测控经度限定了 $+90^\circ$ 以内的输入，超出数据无法输入。3、发射纬度和测控纬度都是限定了 $+180^\circ$ 以内的输入，超出数据无法输入。4、发射点高

度，测控点高度限定为 0 以上正实数)

图 5-26 输入转换的参数信息

坐标系转换参数的输入信息如表 5-7 所示，空白区表示无需输入参数。

表 5-7 坐标系转换输入参数

转换场景	参数数量	源坐标系输入参数	目标坐标系输入参数
J2000toECF	0		
J2000toLC	4	发射点：方位角 经度 纬度 高度	
J2000toLCI	5	发射点：时间 方位角 经度 纬度 高度	
J2000toENU	3		测控点：经度 纬度 高度
ECFtoJ2000	0		
ECFtoLC	4	发射点：方位角 经度 纬度 高度	
ECFtoLCI	5	发射点：时间 方位角 经度 纬度 高度	
ECFtoENU	3		测控点：经度 纬度 高度
LCtoJ2000	4	发射点：方位角 经度 纬度 高度	
LCtoECF	4	发射点：方位角 经度 纬度 高度	
LCtoLCI	5	发射点：时间 方位角 经度 纬度 高度	
LCtoENU	7	发射点：方位角 经度 纬度 高度	测控点：经度 纬度 高度
LCItoJ2000	5	发射点：时间 方位角 经度 纬度 高度	
LCItoECF	5	发射点：时间 方位角 经度 纬度 高度	
LCItoLC	5	发射点：时间 方位角 经度 纬度 高度	
LCItoENU	8	发射点：时间 方位角 经度 纬度 高度	测控点：经度 纬度 高度
ENUtoJ2000	3		测控点：经度 纬度 高度
ENUtoECF	3		测控点：经度 纬度 高度
ENUtoLC	7	发射点：方位角 经度 纬度 高度	测控点：经度 纬度 高度
ENUtoLCI	8	发射点：时间 方位角 经度 纬度 高度	测控点：经度 纬度 高度

5.4.2.5 开始转换

输入数据，完成参数的选择、坐标系的选择填写后，点击【计算】按钮。目标坐标系数据区显示计算结果。

如未计算成功，会弹出相应提示信息。根据提示信息，可以查找错误产生的原因。



图 5-27 错误提示

5.4.2.6 导出结果

(1) 导出数据并保存相应格式文件。(根据选择的输出的.e 和.txt 格式类型来保存文件)



图 5-28 设置导出文件类型

(2) 输入数据，完成参数的选择、坐标系的选择填写后，点击【计算】按钮。待转换的数据区会显示计算出的结果。然后选择导出到指定位置进行保存。

5.5 接近分析工具

5.5.1 功能介绍

接近分析工具可以实现分析和评估太空中的目标与其他物体接近的可能性，得到目标与其他物体的最接近时刻以及最接近时刻所对应的相对位置、速度等信息。目前，接近分析已成为任务分析中的重要内容。

5.5.1.1 功能位置

ATK 的接近分析工具能够分析航天器与目标之间的接近参数，该功能位于 ATK 工具栏目中，具体打开位置如图 5-29 所示。



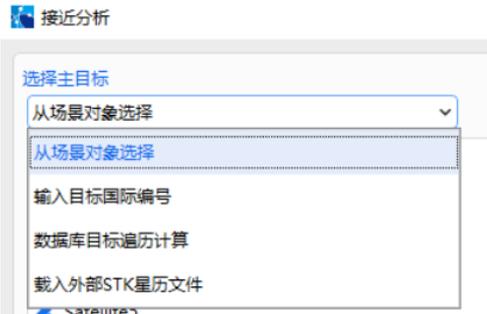
图 5-29 接近分析工具所在位置

5.5.1.2 界面介绍

(1) 主界面

接近分析对象选择、目标数据库选择、排除目标 SSC 编号列表设置、仿真历元设置、接近约束设置、并提供高级设置按钮、计算按钮和结果展示按钮，界面如表 5-8 所示。

表 5-8 接近分析页面

选择主目标	<p>主目标分别来自仿真场景、TLE 数据库与星历文件：</p> 
目标 TLE 数据库	<p>用户或 ATK 已有的 TLE 数据库文件，格式为：</p> <pre> # 00005U 58002B 15294.72242784 .00000311 00000-0 36482-3 0 9998 2 00005 34.2608 66.7241 1849154 260.1300 78.6674 10.84698410 20641 1 00011U 59001A 15295.23941397 .00000706 00000-0 37916-3 0 9999 2 00011 32.8694 316.5544 1470102 16.6457 347.7562 11.85172004414897 1 00012U 59001B 15295.10300218 .00000757 00000-0 44475-3 0 9991 2 00012 32.8970 178.6178 1668546 138.5659 235.4252 11.43889233327765 </pre>
排除目标 SSC 编号	<p>用于排除上述 TLE 目标数据库中的国际目标卫星。</p>
仿真分析时间	<p>包含开始历元与结束历元，默认与仿真场景一致且为 UTCG：</p> 
接近约束	<p>目标航天器与跟踪航天器的等效距离约束</p>
高级设置	<p>包含过滤器约束与等效距离告警门限</p>

(2) 主目标选择

接近分析对象有多种方式选择，可通过主界面的接近分析对象区域下拉框进行切换，选择方式包括从场景对象选择界面效果如图 5-30 所示。

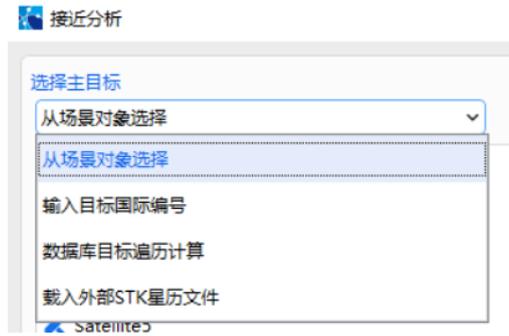


图 5-30 接近分析对象选择

1) 从场景对象选择，支持航天器多选：



图 5-31 从场景对象中选择接近分析对象

2) 选择输入目标国际编号加入接近分析对象。只需要在输入框中输入目标国际编号，并点击【添加】按钮即可加入。删除列表中某个对象时，单机选中，点击【删除】按钮。

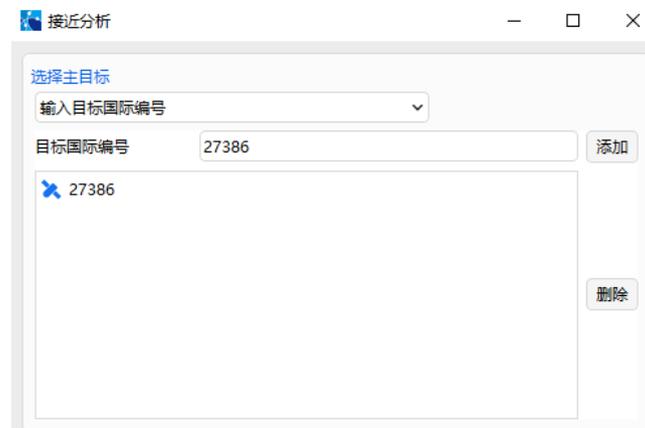


图 5-32 输入目标国际编号选择接近分析对象

3) 选择数据库目标遍历计算，无需做任何选择对象操作，因为计算时会遍历所有目标。

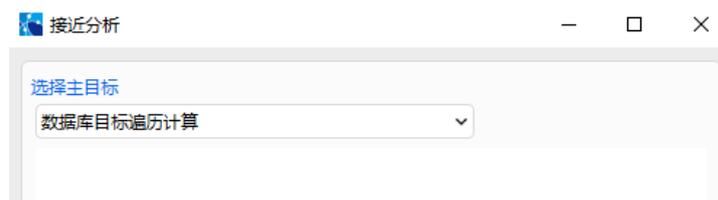


图 5-33 数据库目录遍历计算选择接近分析对象

4) 选择载入外部 STK 星历文件。需要先选择文件，然后点击添加，加入列

表中，删除列表中某个对象时，请选中后，点击删除按钮。

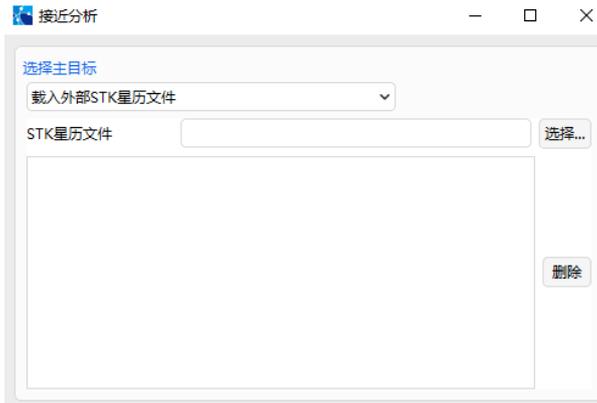


图 5-34 载入外部 STK 星历文件选择接近分析对象

(3) 排除目标 SSC 编号列表界面

在主界面中点击排除目标 SSC 编号列表的设置按钮，打开设置界面。

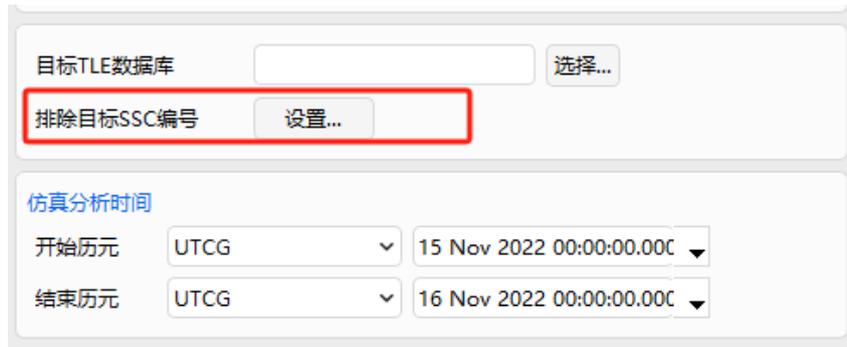


图 5-35 主界面打开排除目标 SSC 编号列表界面的设置按钮

打开“排除目标”界面后，可进行【添加】、【删除】和查看操作。

(4) 高级设置界面

在主界面中点击【高级设置】按钮，高级设置界面包含“过滤器”与“等效距离告警门限”，过滤器约束内容如表 5-9 所示。

表 5-9 过滤器约束

轨道历元过期门限	表示物体飞行数据的可信时间段，物体与目标接近事件的发生时间超过该门限后，将认为不可信。
远近地点门限	对于接近目标的物体，其轨道远近点差不能超过该门限。
仿真分析步长	接近分析的仿真计算步长。

(5) 结果界面

点击【计算】按钮，输出计算结果。

表 5-10 结算结果说明

输出参数	参数说明	单位
主目标	目标航天器	
次目标	接近空间目标	SSC
接近时刻	协调世界时 (UTC)	年-月-日-时-分-秒
等效距离	最小接近距离	km
相对距离	相对距离	km
径向距离	LVLH 系下的 x 轴向距离	km
横向距离	LVLH 系下的 y 轴向距离	km
法向距离	LVLH 系下的 z 轴向距离	km
接近夹角	轨道面夹角	deg
相对速度	ICS 系下的相对速度差	km/s

在接近分析页面点击【结果】按钮可重新打开计算的数据。

5.5.2 使用方法

为了进行接近分析任务，操作将分多个步骤完成。

5.5.2.1 创建场景

点击【插入】按钮，创建航天器，并双击场景打开设置界面，设置场景仿真历元。

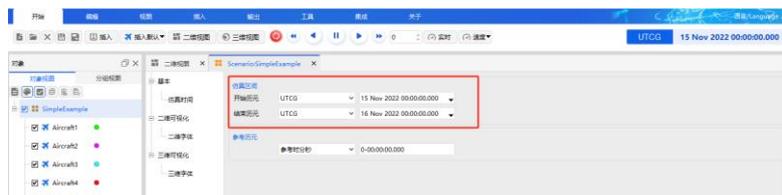


图 5-36 设置场景仿真历元

5.5.2.2 在三维视图查看航天器仿真轨迹

双击插入的航天器，单击【确定】，回到三维视图，拖动时间视图图标，查看仿真轨迹。

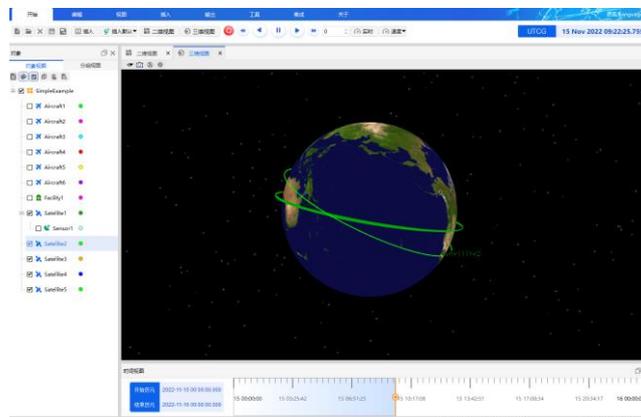


图 5-37 获取航天器仿真轨迹

5.5.2.3 选择接近分析对象

由于上述目标航天器是从仿真场景中创建得到，点击“接近分析”打开功能界面，在此选择“从场景对象选择”，并单击选中。

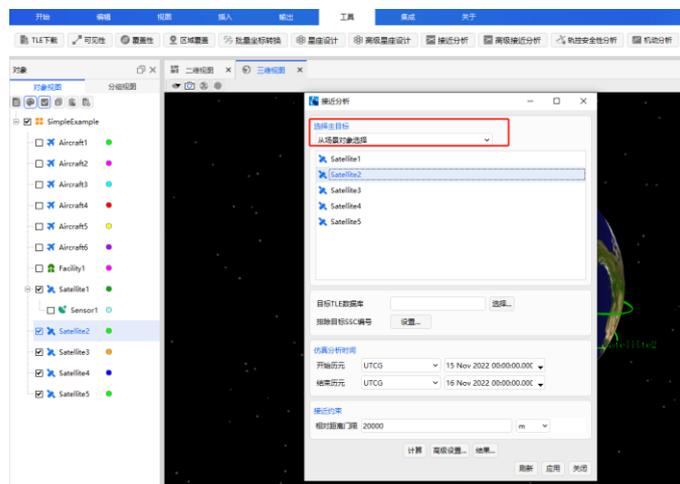


图 5-38 获取接近分析对象

5.5.2.4 选择目标数据库。

- (1) 点击【选择...】按钮。
- (2) 选择已有的目标 TLE 数据库文件。
- (3) 单击【打开】按钮。

目标航天器将与目标 TLE 数据库中的空间目标进行接近分析。



图 5-39 选择目标数据库 (1)

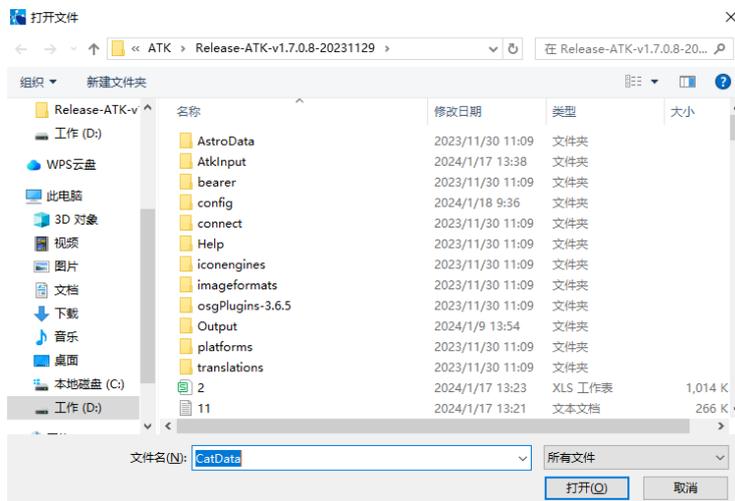


图 5-40 选择目标数据库 (2)

5.5.2.5 填充排除目标 SSC 编号列表

- (1) 单击【设置...】。
- (2) 在“排除目标 SSC 编号”栏中输入需要排除的目标编号。
- (3) 单击【添加】按钮。
- (4) 若需要删除，则选中该目标 SSC 编号，单击【删除】，选择完毕后单击【确定】按钮。

当 LTE 中对应的空间目标被排除后，目标航天器将不再与该目标进行接近分析。

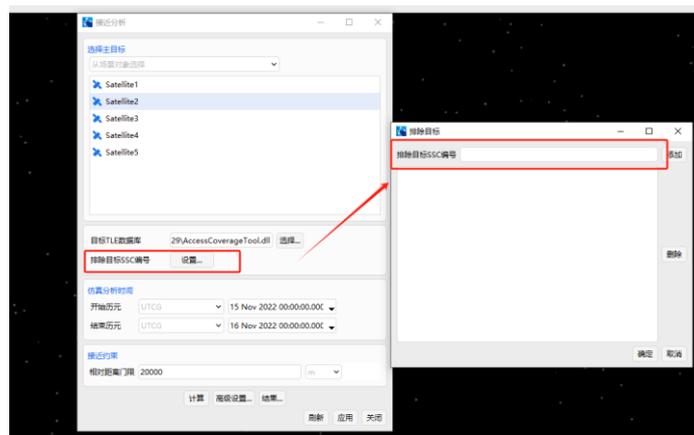


图 5-41 选择排除目标 SSC 编号列表

5.5.2.6 设置仿真历元

选择仿真分析时间时，用户需要确保“仿真分析时间”包含于“场景仿真时间”，若“仿真分析时间”超出“场景仿真时间”范围，则超出范围时间无法进行接近分析。



图 5-42 设置仿真历元

5.5.2.7 设置接近约束



图 5-43 设置接近约束

5.5.2.8 进行高级设置

点击【高级设置...】按钮，可对过滤器与等效距离告警门限进行设置。



图 5-44 过滤器约束



图 5-45 等效距离告警门限

5.5.2.9 计算

点击计算按钮，开始运算。

5.5.2.10 数据查看

点击【计算】按钮，计算完成前，结果界面没有数据，计算完成后，会自动弹出结果查看界面，关闭结果界面，点击【结果】按钮，还可以再次打开查看。

5.6 碰撞规避工具

在完成航天器与空间目标或其他目标库的碰撞规避数据设定之后，选择自然交会条件的功能界面，计算主目标与次目标在交会分析门限约束下的所有数据结果。而后可根据自然交会条件分析的所有数据结果和航天跟踪测控计划，进行机动规划分析，本功能提供了遍历和优化两种分析算法。最后可基于机动规划分析的结果，利用机动复核界面检验数据结果的正确性，保证碰撞规避机动安全可靠。

5.6.1 功能介绍

5.6.1.1 功能位置

该功能位于 ATK 工具栏目中，具体打开位置如图 5-46 所示。



图 5-46 碰撞规避工具所在位置

5.6.1.2 界面介绍

(1) 主界面

主界面包含各种基础设置（卫星星历、目标星历、目标数据库等）、高级设置、交会结果数据表格显示、自然交会条件模块、机动规划分析模块、机动复核模块、偏差机动复核模块，界面效果如图 5-47 显示。

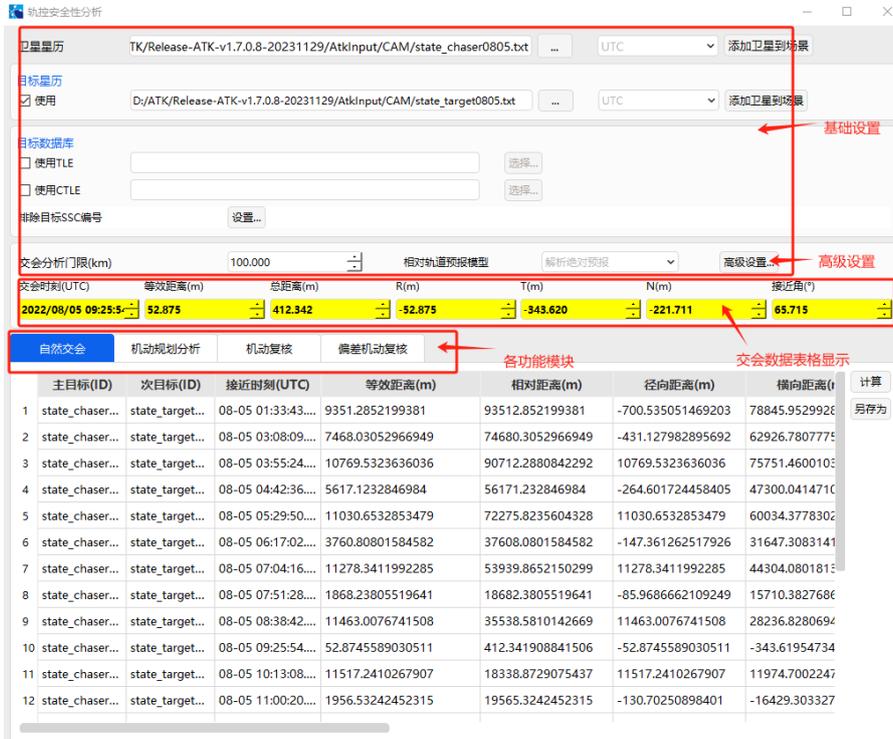


图 5-47 轨控安全性分析主界面

模块界面中表头的各参数及其定义如下：

接近时刻：显示所有在自然交会分析界面计算出的且小于设定交会分析门限值数据中，最小等效距离对应接近时刻的北京时间。

等效距离：由于轨道预报误差在切向较大，在径向较小，因此碰撞风险和规避效果评估需要综合考虑接近的最近距离 d_k 和径向距离 R_k ，定义等效距离指标如式(1)：

$$s_k = \max\left(\frac{d_k}{10}, |R_k|\right) \quad (1)$$

其中 s_k 越小，碰撞风险越高， s_k 越大，规避效果越好。

最小等效距离：分析历次接近的等效距离 s_k ，确定最小等效距离 s^* ，即：

$$s^* = \min(s_k), \quad k=1,2,3,\dots \quad (2)$$

相对距离：两个空间目标相对位置适量的模。

R：指自然交会分析时，最小等效距离对应的航天器与空间目标的径向距离。

T：指自然交会分析时，最小等效距离对应的航天器与空间目标的横向距离。

N：指自然交会分析时，最小等效距离对应的航天器与空间目标的法向距离。

接近角：指自然交会分析时，最小等效距离对应的航天器与空间目标的接近角。

接近速度：指自然交会分析时，最小等效距离对应的航天器与空间目标的接近速度。

(2) 自然交会条件模块界面

点击主界面自然交会条件按钮，进入自然交会条件模块界面。

在主界面上完成各航天器和空间目标数据配置和规避条件筛选后，选择自然交会分析功能界面，单击右下方【计算】，得出主目标与次目标的历次接近时刻对应的时间距离信息：

1) 黄色标识行对应的数据是等效距离小于软件设置值 200 m 时，对应的接近时刻、等效距离、相对距离、径向距离、横向距离、法向距离、接近角、接近速度。

2) 红色标识行对应的数据是等效距离小于软件设置值 50 m 时，对应的接近时刻、等效距离、相对距离、径向距离、横向距离、法向距离、接近角、接近速度。

3) 在【交会分析门限】中输入需要规避的分析门限值，则计算后结果仅显示小于此次输入值分析门限值的数据。单击数据框内的列名称，可将数据依据此列大小顺序重新排序。

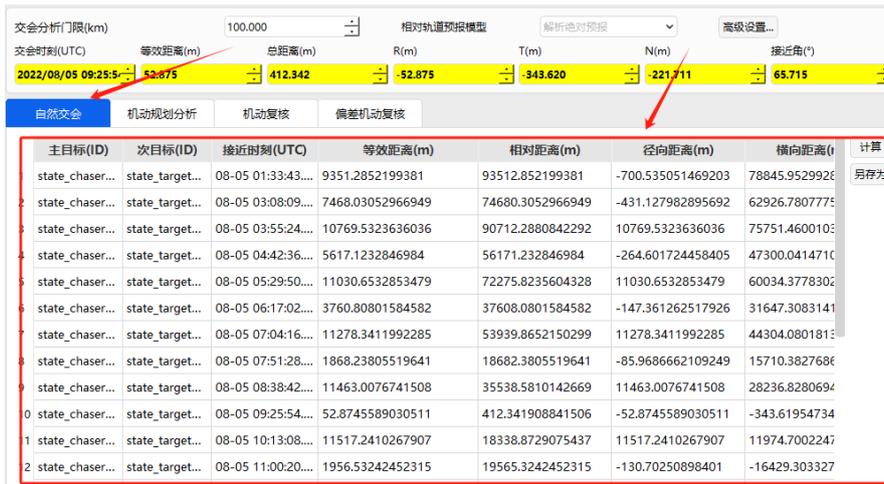


图 5-48 自然交会条件模块界面

(3) 机动规划分析模块界面

点击主界面机动规划分析按钮，进入机动规划分析模块界面。

根据航天测控跟踪计划和最近等效距离时的自然交会分析时刻，输入可控制时刻的前后门限（北京时间）。根据航天器平台机动能力限制和轨道维持约束，确定半长轴控制量门限，基于以上信息进行机动规划分析。



图 5-49 机动规划模块界面

(4) 机动复核模块界面

点击主界面机动复核按钮，进入机动复核模块界面。

在机动规划分析功能界面中，将上一步遍历分析或优化算法计算出的数值结果，通过【载入到机动复核】按键直接载入到机动复核功能界面中，检验核输入的控制时刻和半长轴控制量是否是可行的规避控制策略：

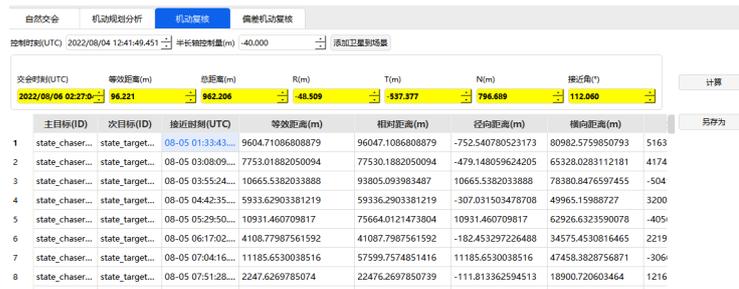


图 5-50 机动复核模块界面

如果没有黄色标识或红色标识，则该策略在多圈交会内满足规避机动要求，能有效提升机动规避效果。

(5) 偏差机动复核模块界面

点击主界面偏差机动复核按钮，进入偏差机动复核模块界面。

在进行轨道预报时，初始偏差会随着轨道模型的外推而发散，其传播特性和趋势因轨道类型不同而有差异。本步骤利用非线性偏差方法，通过轨道均值和协方差的预报，可以得到相应的偏差管道。考虑偏差的机动复核，使得碰撞规避的范围更精细化，有效提升轨道安全性评估效果。

在机动规划分析功能界面中，将上一步遍历分析或优化算法计算出的数值结果，通过【载入到机动复核】按键直接载入到偏差机动复核功能界面中，检验输入的控制时刻、半长轴控制量、半长轴标准差是否是可行的规避控制策略：

交会时刻(UTC)	等效距离(m)	总距离(m)	R(m)	T(m)	N(m)	接近角(°)
2022/08/05 09:25:54.478	52.875	412.342	-52.875	-343.620	-221.711	65.715

交会时刻(UTC)	等效距离(m)	总距离(m)	R(m)	T(m)	N(m)	接近角(°)
2022/08/03 12:28:34	116.435	1067.212	116.435	890.293	-576.857	0.015

主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(m)	等效距离下届(m)	相对距离(m)	径向距离(m)
1	state_chaser... state_target...	08-04 20:50:29...	9364.61720098755	9074.94832621522	93646.1720098755	332.124125698517
2	state_chaser... state_target...	08-04 21:37:45...	14200.9839311279	14100.8466701998	98179.7308169921	14200.9839311279
3	state_chaser... state_target...	08-04 22:24:56...	6041.31611050286	5679.27391412208	60413.1611050286	1014.4436808492
4	state_chaser... state_target...	08-04 23:12:12...	14700.6433692707	14600.1024023174	64974.067670696	14700.6433692707
5	state_chaser... state_target...	08-04 23:59:24...	2690.85547609898	2256.43812125307	26908.5547609898	1669.09023631127
6	state_chaser... state_target...	08-05 00:46:39...	14983.193828352	14882.257157602	32878.4261199938	14983.193828352
7	state_chaser... state_target...	08-05 01:33:51...	2136.87255523468	2083.79468068384	7113.88349706165	2136.87255523468
8	state_chaser... state_target...	08-05 02:21:06...	15216.3644145207	15115.0379213833	15818.9925436441	15216.3644145207
9	state_chaser... state_target...	08-05 03:08:18...	3995.0182187355	3415.84518580752	39950.182187355	2363.41047887792

图 5-51 偏差机动复核模块界面

如果没有黄色标识或红色标识，则该策略在多圈交会内满足规避机动要求，能有效提升机动规避效果。

(6) 排除目标 SSC 编码列表界面

在主界面点击排除目标 SSC 编号列表的设置按钮，可以打开编辑界面。单击【设置】，输入需排除目标编号后选择【添加】，将目标编号加入列表中，单击【确定】保存，其中 SSC 为五位数的空间目标国际编号。当不需要该空间目标时，也可在列表中选中之前保存的 SSC 编号，单击【删除】后，单击【确定】保存退出。

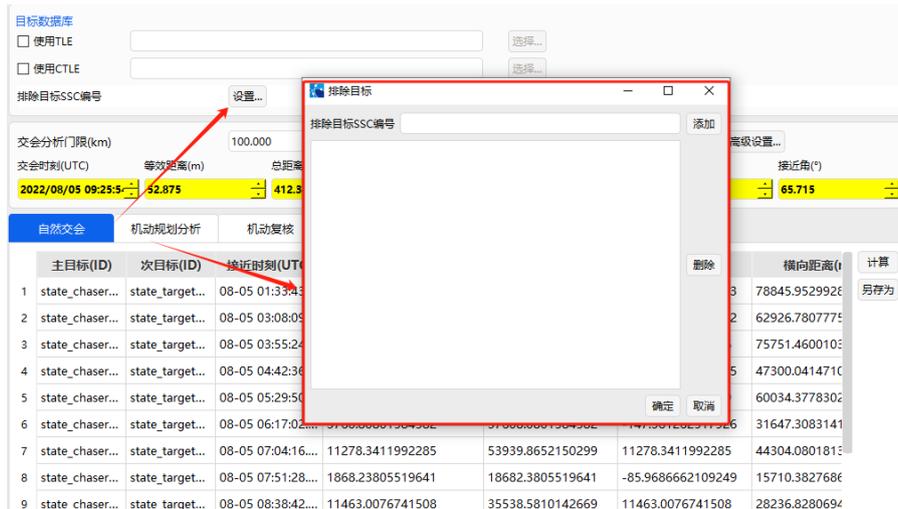


图 5-52 排除目标 SSC 编号界面

(7) 高级设置界面

点击主界面高级设置按钮进入高级设置界面。

1) 轨道历元过期门限:

当软件仿真分析的自然交会分析时间和空间目标星历初始数据的差值, 大于设定的轨道历元过期门限值时, 软件判定没有继续计算的必要, 系统停止分析, 默认 2592000 sec, 即 30 天。

2) 远近地点门限:

在自然交会分析之前需要进行筛选, 从大量目标中快速排除与所关心航天器轨道不可能接近的目标, 再进行进一步自然交会分析, 远近地点门限是筛选常用的方法, 默认 50000 m。

3) 仿真分析步长:

设定软件仿真分析的单位时间分析计算数据, 默认值为 600 s。

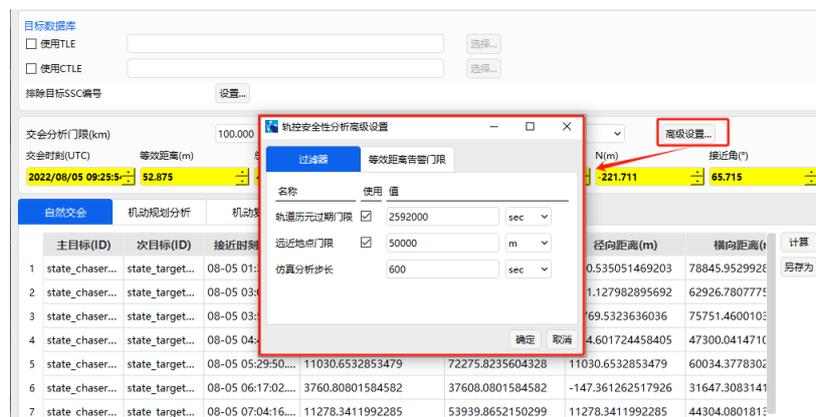


图 5-53 高级设置界面

(8) 遍历分析结果界面

点击遍历分析区域中的结果按钮查看分析结果。

遍历计算是指沿着某条搜索路线, 依次对树 (或图) 中每个节点均做一次

访问。访问节点所做的操作依赖于具体的应用问题，具体的访问操作可能是检查节点的值、更新节点的值等。

可根据需求，设定在分析规划时间步长和控制量步长，点击【计算】按钮，软件每隔单位时间步长或单位控制量遍历计算，选取规避机动的控制时间。



图 5-54 遍历分析结果界面所在位置

计算完毕后，单击【结果】按钮查看机动遍历结果：

- 1) 表格最左侧列依次为以控制时刻前后限为区间，对应的单位步长时刻。
- 2) 表格最上侧行是根据半长轴上下限为范围，顺序增加单位步长控制量。
- 3) 表格里的内容是每个时刻和半长轴控制量所对应的碰撞规避的距离。

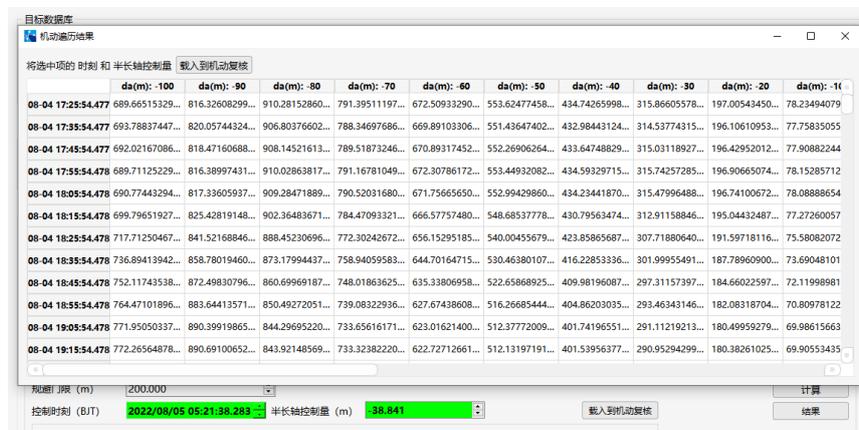


图 5-55 遍历分析结果界面

计算完毕后，用户可选择合适的距离结果值对应的时刻和半长轴控制量，载入到机动复核，保证碰撞规避的安全性。

(9) 优化分析结果界面

点击优化分析区域中的结果按钮查看分析结果。

通过优化控制时刻和半长轴控制量，寻找能将航天规避到与潜在碰撞目标大于给定等效距离门限（如 200 m）的规定，采用序列二次规划算法优化求解。可根据用户需求，输入规避门限值，点击【计算】按钮，调用优化算法规划最优规避机动策略：



图 5-56 优化分析结果界面所在位置

计算完毕后，单击【结果】按钮查看优化分析结果，表格依次为航天器和空间目标优化分析后的控制时刻，对应交会时刻的等效距离、总距离、径向距离、横向距离、法向距离的数值。通过单击数据框内的列名称，可将数据依据此列大小顺序重新排序。

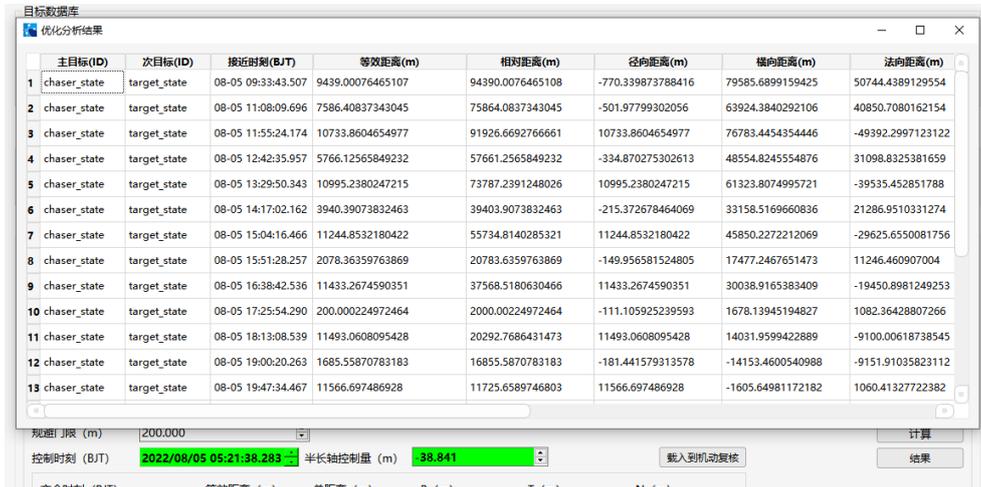


图 5-57 优化分析结果界面

计算完毕后，用户可选择合适的距离结果值对应的时刻和半长轴控制量，载入到机动复核，保证碰撞规避的安全性。

(10) 控制偏差预报界面

点击偏差机动复核区域中的控制偏差预报按钮。

软件控制偏差预报有三部分构成，分别为预报值设定、坐标图和表格。计算结束后，可通过单击【控制偏差预报】按钮，查看偏差预报的详细情况：

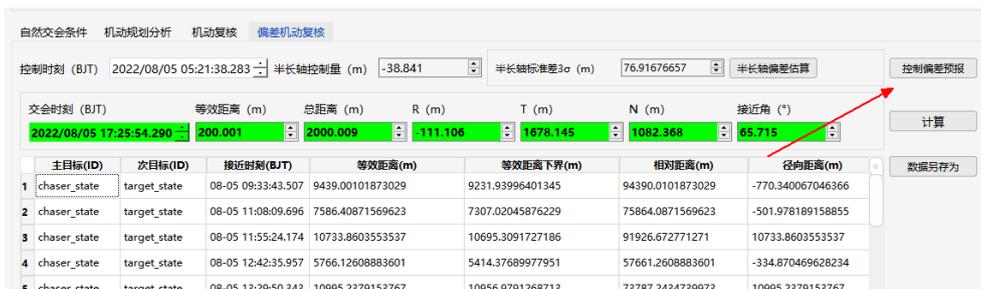


图 5-58 控制偏差预报界面所在位置

预报值：在此功能界面中，可设定预报时长和步长，默认为 86400s 和 60s。依据需求或默认值设定后点击【计算】，直接生成相应的坐标图和表格，若需改变则再次输入数值，即可重新生成坐标图和表格数据。

坐标图：可根据需求，选择合适的坐标轴查看偏差预报坐标图。横坐标可选择项分别为 UTC 时间、偏差均值 R、偏差均值 T、偏差均值 N、偏差标准差 R、偏差标准差 T、偏差标准差 N。纵坐标可选择项分别为 UTC 时间、偏差均值 R、偏差均值 T、偏差均值 N、偏差标准差 R、偏差标准差 T、偏差标准差 N。

横坐标默认为 UTC 时间，范围从控制时刻前 40min 开始计算，到 16h 后结束。纵坐标默认为偏差均值 R。

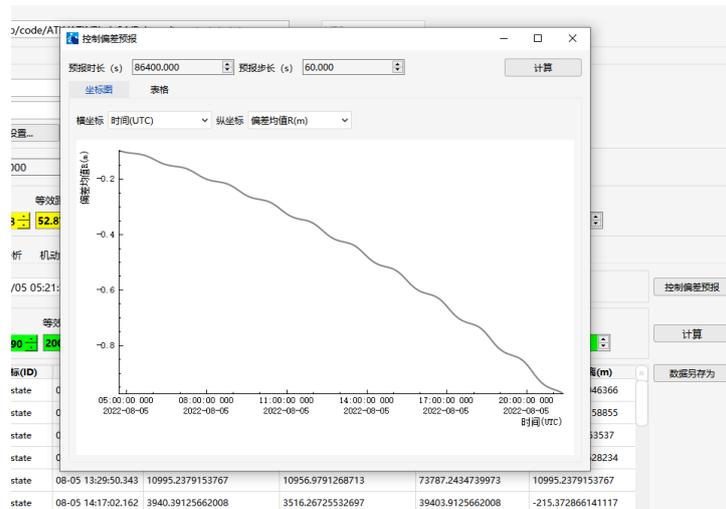


图 5-59 控制偏差预报界面（坐标图）

表格数据：自控制时刻开始，每预报步长的时刻，所对应的偏差均值 R、偏差均值 T、偏差均值 N、sigma R、sigma T、sigma N、偏差标准差 R、偏差标准差 T、偏差标准差 N 数据。

Beijing Time	mean R(m)	mean T(m)	mean N(m)	sigma R(m)
2022-08-05 05:22:38.2830	-2.23866e-06	5.03826e-08	3.48049e-09	0.168
2022-08-05 05:23:38.2830	-5.90543e-06	5.94392e-07	-7.90184e-10	0.671
2022-08-05 05:24:38.2830	-9.53744e-06	1.621e-06	-8.53339e-09	1.52
2022-08-05 05:25:38.2829	-1.31222e-05	3.13709e-06	-1.0761e-08	2.70
2022-08-05 05:26:38.2829	-1.66437e-05	5.12183e-06	-8.51136e-09	4.21
2022-08-05 05:27:38.2830	-2.00602e-05	7.59159e-06	-1.26447e-08	6.03
2022-08-05 05:28:38.2830	-2.33964e-05	1.05252e-05	-1.28509e-08	8.17
2022-08-05 05:29:38.2830	-2.66029e-05	1.39193e-05	-1.54157e-08	10.6
2022-08-05 05:30:38.2830	-2.96745e-05	1.77752e-05	-2.13839e-08	13.3
2022-08-05 05:31:38.2830	-3.26108e-05	2.2079e-05	-2.24015e-08	16.3
2022-08-05 05:32:38.2830	-3.53914e-05	2.68303e-05	-2.07681e-08	19.6
2022-08-05 05:33:38.2830	-3.80264e-05	3.20278e-05	-2.85855e-08	23.2
2022-08-05 05:34:38.2830	-4.05517e-05	3.76436e-05	-2.40484e-08	26.5
2022-08-05 05:35:38.2830	-4.2942e-05	4.36797e-05	-2.6632e-08	30.9
2022-08-05 05:36:38.2830	-4.52563e-05	5.01626e-05	-2.62632e-08	35.1
2022-08-05 05:37:38.2829	-4.75402e-05	5.70331e-05	-3.16902e-08	39.5
2022-08-05 05:38:38.2830	-4.98419e-05	6.43111e-05	-3.04375e-08	44.1
2022-08-05 05:39:38.2830	-5.22074e-05	7.19686e-05	-3.52209e-08	48.8
2022-08-05 05:40:38.2830	-5.47461e-05	8.00241e-05	-3.76324e-08	53.6
2022-08-05 05:41:38.2830	-5.75384e-05	8.8443e-05	-4.24557e-08	58.2
2022-08-05 05:42:38.2830	-6.06815e-05	9.71735e-05	-5.89353e-08	63.5
2022-08-05 05:43:38.2830	-6.43183e-05	0.000106225	-5.87799e-08	68.1
2022-08-05 05:44:38.2830	-6.85717e-05	0.000115547	-7.20389e-08	73.1
2022-08-05 05:45:38.2830	-7.35871e-05	0.000125134	-9.02123e-08	78.1
2022-08-05 05:46:38.2830	-7.95219e-05	0.000134925	-1.17545e-07	83.1

图 5-60 控制偏差预报界面（表格）

(11) 半长轴偏差估算界面

点击偏差机动复核区域中的半长轴偏差估算按钮。

考虑偏差的机动复核，其半长轴偏差的估算并不直接。可通过半长轴控制偏差估算功能计算半长轴标准差。点击【半长轴偏差估算】按钮，根据具体航天器的性能，输入发动机推力、质量、控制开机时长、推力方位角俯仰角的均值和标准差。



图 5-61 半长轴偏差估算界面所在位置

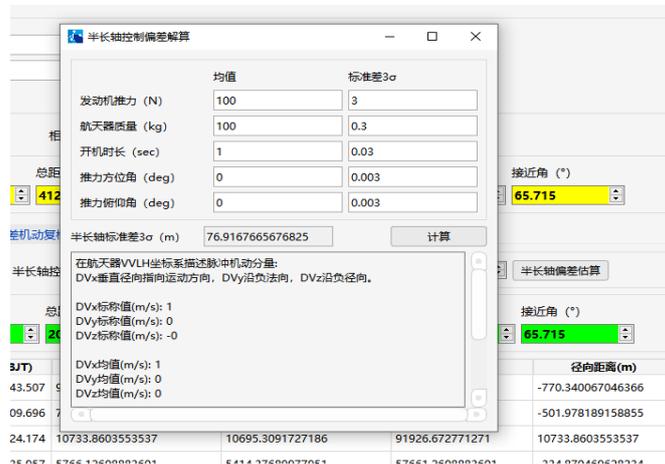


图 5-62 半长轴偏差估算界面

5.6.2 使用方法

5.6.2.1 选择卫星星历文件

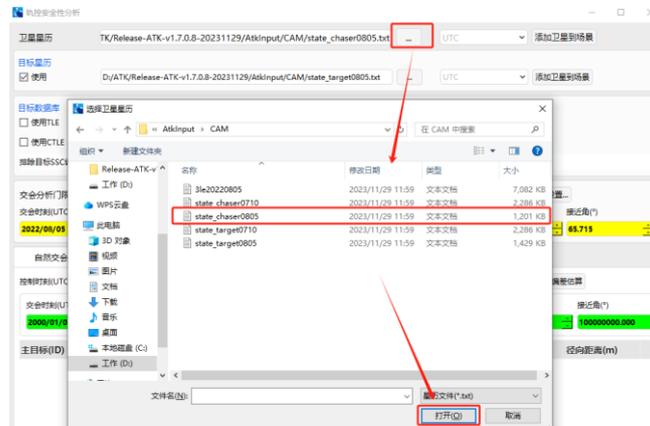


图 5-63 选择卫星星历文件

5.6.2.2 选择目标星历文件

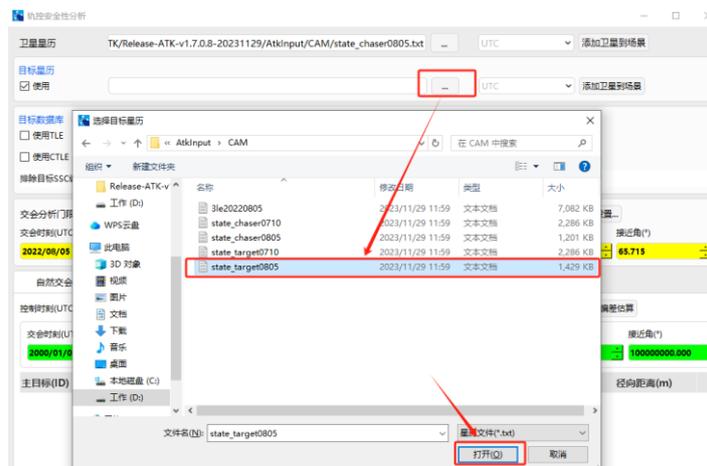


图 5-64 选择目标星历文件

5.6.2.3 设置排除目标

选择目标数据库，设置排除目标（在本示例中无需修改）。



图 5-65 选择目标数据库

5.6.2.4 设置交会分析门限与相对轨道预报模型

按照程序默认设置，不用修改。



图 5-66 设置交会分析门限和预报模型

5.6.2.5 高级设置

按照程序默认值进行设置。

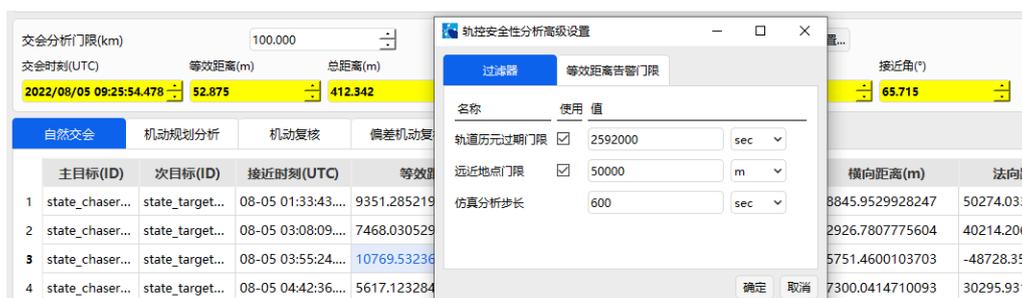


图 5-67 进行高级设置

5.6.2.6 计算

进入自然交会条件界面，并点击计算，查看计算结果。

主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(m)	相对距离(m)	径向距离(m)	横向距离(m)	计算
1	state_chaser...	state_target...	08-05 01:33:43....	9351.2852199381	93512.852199381	-700.535051469203	78845.9529928
2	state_chaser...	state_target...	08-05 03:08:09....	7468.03052966949	74680.3052966949	-431.127982895692	62926.7807775
3	state_chaser...	state_target...	08-05 03:55:24....	10769.5323636036	90712.2880842292	10769.5323636036	75751.4600103
4	state_chaser...	state_target...	08-05 04:42:36....	5617.1232846984	56171.232846984	-264.601724458405	47300.0414710
5	state_chaser...	state_target...	08-05 05:29:50....	11030.6532853479	72275.8235604328	11030.6532853479	60034.3778302
6	state_chaser...	state_target...	08-05 06:17:02....	3760.80801584582	37608.0801584582	-147.361262517926	31647.3083141
7	state_chaser...	state_target...	08-05 07:04:16....	11278.3411992285	53939.8652150299	11278.3411992285	44304.0801813

图 5-68 自然交会条件计算

5.6.2.7 遍历分析

进入机动规划分析界面，进行遍历分析，点击计算，查看分析结果。

自然交会
机动规划分析
机动复核
偏差机动复核

控制时刻前限(UTC) 2024/01/18 10:41:05.752 半长轴控制量下限(m)

控制时刻后限(UTC) 2024/01/18 10:41:05.752 半长轴控制量上限(m)

遍历分析

时间规划 控制量规划

时间步长(s) 半长轴控制步长(m) ➔

优化分析

规避门限(m) 计算

控制时刻(UTC) 2024/01/18 10:41:05.752 半长轴控制量(m) 载入到机动复核 结果

交会时刻(UTC)	等效距离(m)	总距离(m)	R(m)	T(m)	N(m)
2000/01/01 00:00:00.000	1000000.000	1000000.000	10000000.000	100000000.000	1000000000.000

图 5-69 遍历分析计算

机动遍历结果

将选中项的时刻和半长轴控制量 载入到机动复核

	da(m): -100	da(m): -90	da(m): -80	da(m): -70	da(m): -60	da(m): -50	da(m): -40	da(m): -30	da(m): -20	da(m): -10
08-04 17:25:54.477	689.66515329...	816.32608299...	910.28152860...	791.39511197...	672.50933290...	553.62477458...	434.74265998...	315.86605578...	197.00543450...	78.23494079
08-04 17:35:54.477	693.78837447...	820.05744324...	906.80376602...	788.34697686...	669.89103306...	551.43647402...	432.98443124...	314.53774315...	196.10610953...	77.75835055
08-04 17:45:54.477	692.02167086...	818.47160688...	908.14521613...	789.51873246...	670.89317452...	552.26906264...	433.64748829...	315.03118927...	196.42952012...	77.90882244
08-04 17:55:54.478	689.71125229...	816.38997431...	910.02863817...	791.16781049...	672.30786172...	553.44932082...	434.59329715...	315.74257285...	196.90665074...	78.15285712
08-04 18:05:54.478	690.77443294...	817.33605937...	909.28471889...	790.52031680...	671.75665650...	552.99429860...	434.23441870...	315.47996488...	196.74100672...	78.08888654
08-04 18:15:54.478	699.79651927...	825.42819148...	902.36483671...	784.47093321...	666.57757480...	548.68537778...	430.79563474...	312.91158846...	195.04432487...	77.27260057
08-04 18:25:54.478	717.71250467...	841.52168846...	888.45230696...	772.30242672...	656.15295185...	540.00455679...	423.85865687...	307.71880640...	191.59718116...	75.58082072
08-04 18:35:54.478	736.89413942...	858.78019460...	873.17994437...	758.94059583...	644.70164715...	530.46380107...	416.22853336...	301.99955491...	187.78960900...	73.69048101
08-04 18:45:54.478	752.11743538...	872.49830796...	860.69969187...	748.01863625...	635.33806958...	522.65868925...	409.98196087...	297.31157397...	184.60022597...	72.11998981
08-04 18:55:54.478	764.47101896...	883.64413571...	850.49272051...	739.08322936...	627.67438608...	516.26685444...	404.86203035...	293.46343146...	182.08318704...	70.80978122
08-04 19:05:54.478	771.95050337...	890.39919865...	844.29695220...	733.65616171...	623.01621400...	512.37772009...	401.74196551...	291.11219213...	180.49959279...	69.98615663
08-04 19:15:54.478	772.26564878...	890.69100652...	843.92148569...	733.32382220...	622.72712661...	512.13197191...	401.53956377...	290.95294299...	180.38261025...	69.90553435

图 5-70 查看遍历分析计算结果

可以将选中的结果对应的时刻和半长轴控制变量赋值到机动复核和偏差机动复核。

制量	da(m): -90	da(m): -80	da(m): -70	da(m): -60	da(m): -50
: -100	391.42037125...	565.31769736...	nan	nan	nan
52851...	388.02612409...	562.28550076...	736.57280106...	910.87241629...	791.57611712...
77341...	389.38669896...	563.44277821...	737.56153136...	911.70739168...	790.93018349...
23226...	399.26047856...	572.1389...	738.55153136...	918.17651767...	785.67759087...
35347...	415.43945182...	586.45698535...	757.62878291...	928.86973930...	776.90172528...
56191...	432.40524812...	601.53921011...	770.82388602...	929.17474939...	767.48296003...
16708...	446.48962171...	614.12001445...	781.86052656...	919.55137247...	759.46178764...

图 5-71 时刻和半长轴进行复制（遍历分析）

可以选中结果查看详情。

	da(m): -100	da(m): -90	da(m): -80
08-04 17:25:54.477	689.66515329...	816.32608299...	910.281
08-04 17:35:54.477	693.78837447...	820.05744324...	906.803
08-04 17:45:54.477	692.02167086...	819.47160688...	908.145
08-04 17:55:54.478	689.7112...	818.997431...	910.028
08-04 18:05:54.478	690.77443294...	817.33605937...	909.284

图 5-72 遍历分析结果查看二级详情

主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(BJT)	等效距离(m)	相对距离(m)	径向距离(m)	横向距离(m)	法向距离(m)	
1	chaser_state	target_state	08-05 11:08:09.108	8340.09962501111	8340.9962501111	-519.020616431504	70274.3854414036	44910.661807012
2	chaser_state	target_state	08-05 11:55:23.559	10446.0654377693	99776.7921378254	10446.0654377693	83454.5077048187	-53680.8449070152
3	chaser_state	target_state	08-05 12:42:35.331	6567.93909258018	65679.3909258018	-334.507233431175	55306.1421934283	35424.583737503
4	chaser_state	target_state	08-05 13:29:49.691	10723.761179265	82075.363926261	10723.761179265	68391.5578909871	-44090.3744488751
5	chaser_state	target_state	08-05 14:17:01.498	4790.23575236629	47902.3575236629	-194.883151250973	40309.7163160732	25879.0387649907
6	chaser_state	target_state	08-05 15:04:15.776	10992.2975940136	64418.7923369901	10992.2975940136	53313.3096024188	-34447.6591221746
7	chaser_state	target_state	08-05 15:51:27.555	2976.14718730261	29761.4718730261	-106.246100046067	25026.9644743606	16105.4329036584
8	chaser_state	target_state	08-05 16:38:41.810	11202.9117596046	46517.0487934125	11202.9117596046	37895.8409806586	-24540.4937383881
9	chaser_state	target_state	08-05 17:25:53.550	1145.39996039656	11453.9996039656	-41.326087434328	9625.10128579103	6208.85048301249
10	chaser_state	target_state	08-05 18:13:07.775	11288.003554302	28859.9506477407	11288.003554302	22281.3522569829	-14457.4917862102
11	chaser_state	target_state	08-05 19:00:19.484	692.021670861215	6920.21670861215	-82.7628581635633	-5810.68213524637	-3757.46227214486
12	chaser_state	target_state	08-05 19:47:33.666	11388.923775744	14143.5911284083	11388.923775744	7034.78302280705	-4565.67772186231
13	chaser_state	target_state	08-05 20:34:45.379	2545.00982557776	25450.0982557776	-110.303915712308	-21355.3789851973	-13843.5227696386

图 5-73 遍历分析结果二级详情界面

5.6.2.8 优化分析

进行优化分析，点击计算，查看分析结果。



图 5-74 优化分析计算

主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(BJT)	等效距离(m)	相对距离(m)	径向距离(m)	横向距离(m)	法向距离(m)	
1	chaser_state	target_state	08-05 09:33:43.507	9439.00076465107	94390.0076465108	-770.339873788416	79585.6899159425	50744.4389129554
2	chaser_state	target_state	08-05 11:08:09.696	7586.40837343045	75864.0837343045	-501.97799302056	63924.3840292106	40850.7080162154
3	chaser_state	target_state	08-05 11:55:24.174	10733.8604654977	91926.6692766661	10733.8604654977	76783.4454354446	-49392.2997123122
4	chaser_state	target_state	08-05 12:42:35.957	5766.12565849232	57661.2565849232	-334.870275302613	48554.8245554876	31098.8325381659
5	chaser_state	target_state	08-05 13:29:50.343	10995.2380247215	73787.2391248026	10995.2380247215	61323.8074995721	-39535.452851788
6	chaser_state	target_state	08-05 14:17:02.162	3940.39073832463	39403.9073832463	-215.372678464069	33158.5169660836	21286.9510331274
7	chaser_state	target_state	08-05 15:04:16.466	11244.8532180422	55734.8140285321	11244.8532180422	45850.2272212069	-29625.6550081756
8	chaser_state	target_state	08-05 15:51:28.257	2078.36359763869	20783.6359763869	-149.956581524805	17477.2467651473	11246.46097004
9	chaser_state	target_state	08-05 16:38:42.536	11433.2674590351	37568.5180630466	11433.2674590351	30038.9165383409	-19450.8981249253
10	chaser_state	target_state	08-05 17:25:54.290	200.000224972464	2000.00224972464	-111.105925239593	1678.13945194827	1082.36428807266
11	chaser_state	target_state	08-05 18:13:08.539	11493.0608095428	20292.7686431473	11493.0608095428	14031.9599422889	-9100.00618738545
12	chaser_state	target_state	08-05 19:00:20.263	1685.55870783183	16855.5870783183	-181.441579313578	-14153.4600540988	-9151.91035823112
13	chaser_state	target_state	08-05 19:47:34.467	11566.697486928	11725.6589746803	11566.697486928	-1605.64981172182	1060.41327722382

图 5-75 优化分析计算结果

可以将结果对应的时刻和半长轴控制变量赋值到机动复核和偏差机动复核。



图 5-76 时刻和半长轴进行复制（优化分析）

5.6.2.9 机动复核

进入机动复核界面，设置控制时刻和半长轴控制量，点击计算按钮，查看结果。

主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(m)	相对距离(m)	径向距离(m)	横向距离(m)	法向距离(m)	接近角(deg)	另存为
1	state_chaser...	state_target...	08-05 01:33:43...	9351.21411803706	9351.21411803706	-697.308741777899	78845.3665220609	50273.6758816985	8.1941
2	state_chaser...	state_target...	08-05 03:08:09...	7467.83326108533	7467.83326108533	-432.052125085233	62925.1124811589	40213.1435196498	8.2066
3	state_chaser...	state_target...	08-05 03:55:24...	10770.357944286	10770.357944286	75751.1031929614	-48728.1846509409	65.2891764864535	8.2302
4	state_chaser...	state_target...	08-05 04:42:36...	5617.12400898067	5617.12400898067	-264.172580684464	47300.050193485	30295.9350040251	8.2196
5	state_chaser...	state_target...	08-05 05:29:50...	11031.2699762271	72273.5268010089	11031.2699762271	60032.3847284478	-38702.5392291432	8.2435
6	state_chaser...	state_target...	08-05 06:17:02...	3760.52141442625	37605.2141442625	-143.60080066286	31644.8890057876	20315.8191919552	8.2330
7	state_chaser...	state_target...	08-05 07:04:16...	11280.2111763201	53939.0367304942	11280.2111763201	44303.015593498	-28625.5013677228	8.2571
8	state_chaser...	state_target...	08-05 07:51:28...	1868.2045540646	18682.045540646	-86.2051980610223	15710.1232932656	10109.5707305994	8.2468
9	state_chaser...	state_target...	08-05 08:38:42...	11464.8998093614	53535.6996698026	11464.8998093614	28233.7567734247	-18281.0558186012	8.2711

图 5-77 机动复核计算

5.6.2.10 偏差机动复核

进入偏差机动复核界面，设置控制时刻、半长轴控制量、半长轴标准差，并点击计算，查看偏差机动复核计算结果。

主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(m)	等效距离下侧(m)	相对距离(m)	径向距离(m)	横向距离(m)	法向距离(m)	另存为
1	state_chaser...	state_target...	08-05 01:33:43...	9349.51330310475	9351.21411803706	-697.308741777899	78845.3665220609	50273.6758816985	6!
2	state_chaser...	state_target...	08-05 03:08:09...	7465.84972646553	7467.83326108533	-432.052125085233	62925.1124811589	40213.1435196498	6!
3	state_chaser...	state_target...	08-05 03:55:24...	10769.7764400456	10770.357944286	75751.1031929614	-48728.1846509409	65.2891764864535	6!
4	state_chaser...	state_target...	08-05 04:42:36...	5614.85776039408	5617.12400898067	-264.172580684464	47300.050193485	30295.9350040251	6!
5	state_chaser...	state_target...	08-05 05:29:50...	11030.6889449103	72273.5268010089	11031.2699762271	60032.3847284478	-38702.5392291432	6!
6	state_chaser...	state_target...	08-05 06:17:02...	3757.97245592297	37605.2141442625	-143.60080066286	31644.8890057876	20315.8191919552	6!
7	state_chaser...	state_target...	08-05 07:04:16...	11279.6306246523	53939.0367304942	11280.2111763201	44303.015593498	-28625.5013677228	6!

图 5-78 偏差机动复核计算

半长轴偏差可以手动输入或者调用估算方法获取。

主目标(ID)	次目标(ID)	接近时刻(UTC)	等效距离(m)	等效距离下侧(m)	相对距离(m)	径向距离(m)	横向距离(m)	法向距离(m)	另存为
1	state_chaser...	state_target...	08-05 01:33:43...	9349.51330310475	9351.21411803706	-697.308741777899	78845.3665220609	50273.6758816985	6!
2	state_chaser...	state_target...	08-05 03:08:09...	7465.84972646553	7467.83326108533	-432.052125085233	62925.1124811589	40213.1435196498	6!
3	state_chaser...	state_target...	08-05 03:55:24...	10769.7764400456	10770.357944286	75751.1031929614	-48728.1846509409	65.2891764864535	6!
4	state_chaser...	state_target...	08-05 04:42:36...	5614.85776039408	5617.12400898067	-264.172580684464	47300.050193485	30295.9350040251	6!
5	state_chaser...	state_target...	08-05 05:29:50...	11030.6889449103	72273.5268010089	11031.2699762271	60032.3847284478	-38702.5392291432	6!
6	state_chaser...	state_target...	08-05 06:17:02...	3757.97245592297	37605.2141442625	-143.60080066286	31644.8890057876	20315.8191919552	6!
7	state_chaser...	state_target...	08-05 07:04:16...	11279.6306246523	53939.0367304942	11280.2111763201	44303.015593498	-28625.5013677228	6!
8	state_chaser...	state_target...	08-05 07:51:28...	1868.2045540646	18682.045540646	-86.2051980610223	15710.1232932656	10109.5707305994	6!
9	state_chaser...	state_target...	08-05 08:38:42...	11464.8998093614	53535.6996698026	11464.8998093614	28233.7567734247	-18281.0558186012	6!
10	state_chaser...	state_target...	08-05 09:25:54...	51.791	345.226	222.747	65.715		6!
11	state_chaser...	state_target...	08-05 10:12:33...	414.101	51.791	345.226	222.747	65.715	6!
12	state_chaser...	state_target...	08-05 11:09:59...	10770.357944286	10769.7764400456	75751.1031929614	-48728.1846509409	65.2891764864535	6!
13	state_chaser...	state_target...	08-05 12:00:00...	5617.12400898067	5614.85776039408	-264.172580684464	47300.050193485	30295.9350040251	6!

图 5-79 半长轴偏差估算

5.6.2.11 控制偏差预报

点击控制偏差预报按钮，进行控制偏差预报操作。

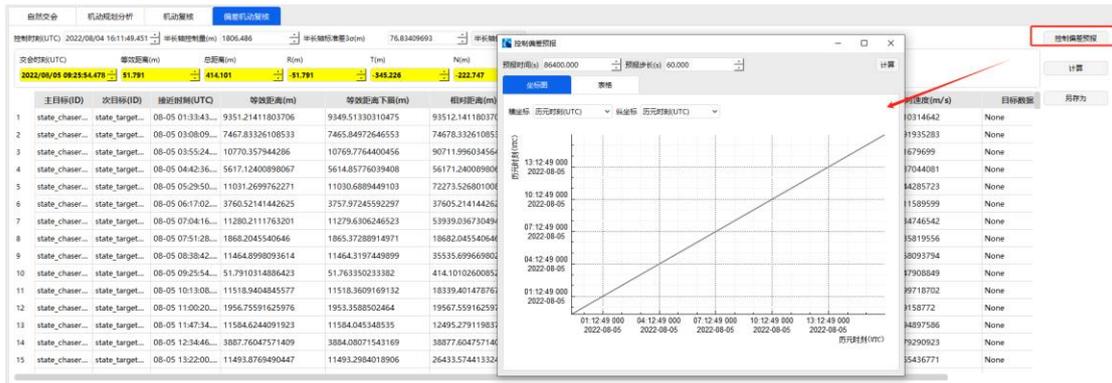


图 5-80 控制偏差预报

5.7 星座设计工具

5.7.1 功能介绍

星座设计模块可根据“种子”卫星在场景中添加 Walker 构型星座。Walker 星座可以由 3 个参数表示： $T/P/F$ ， T 表示卫星总数， P 表示轨道面个数，其中， P 必须为 T 的因子， F 表示相位参数，用来表征当一条轨道上的卫星恰好过升交点时，其右侧的一条轨道上的卫星的纬度幅角大小。

5.7.1.1 功能位置

该功能位于 ATK 工具栏目中，具体打开位置如图 5-81 所示。



图 5-81 工具栏中“星座设计”

5.7.1.2 界面介绍

包括种子卫星参数设置区（左侧）和生成星座卫星列表展示区域（右侧），如图 5-82 所示。



图 5-82 星座设计界面

5.7.2 使用方法

5.7.2.1 创建场景

首先在“开始”中点击“新建”，创建场景，如图 5-83 所示。



图 5-83 创建场景

5.7.2.2 在场景中添加卫星

在场景中添加一颗卫星作为“种子”卫星，点击“插入”“插入”，选择“卫星”，选择“插入默认类型”，点击右下方“插入...”，如图 5-84 所示。场景中如图 5-85 所示。

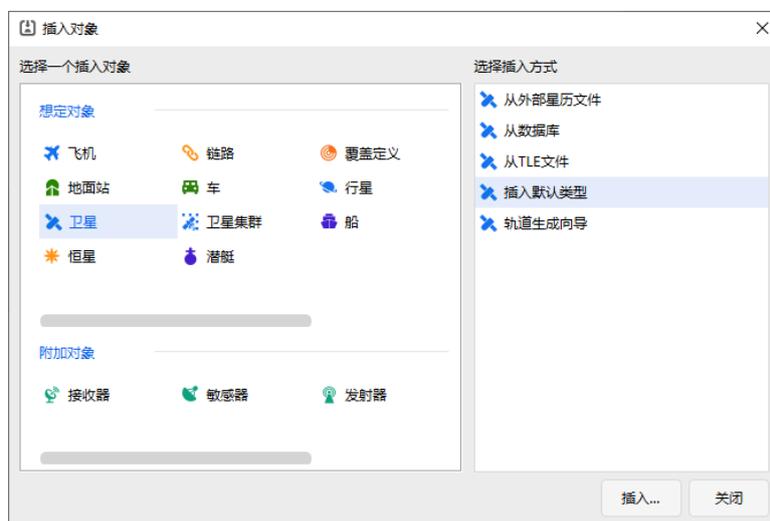


图 5-84 插入卫星



图 5-85 场景中的卫星

5.7.2.3 设置星座参数

在顶部工具栏“工具”中选择“星座设计”，如图 5-86 所示。

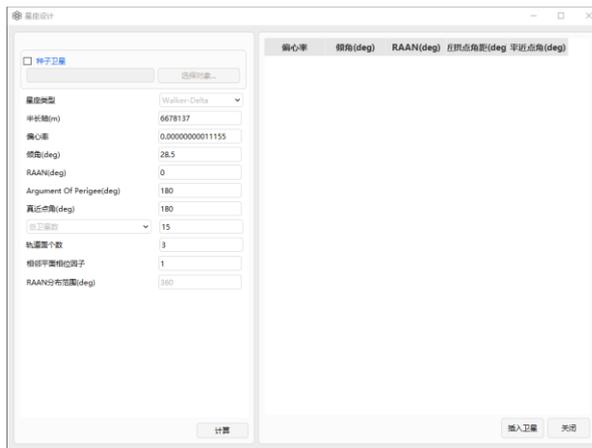


图 5-86 星座设计窗口 (1)

勾选左上方“种子卫星”，可以在“选择对象”后选择上步插入的“种子卫星”，点击“确定”后，刚刚创建的 Satellite1 参数展示在窗口左侧区域，如图 5-87 所示。

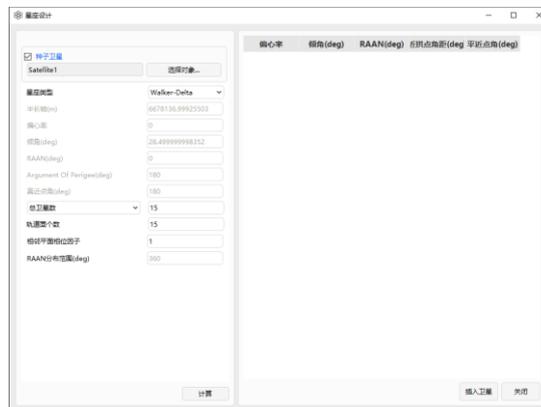


图 5-87 星座设计窗口 (2)

如不勾选“种子卫星”，则可以直接在左侧区域设置种子卫星参数，如图 5-88 所示。

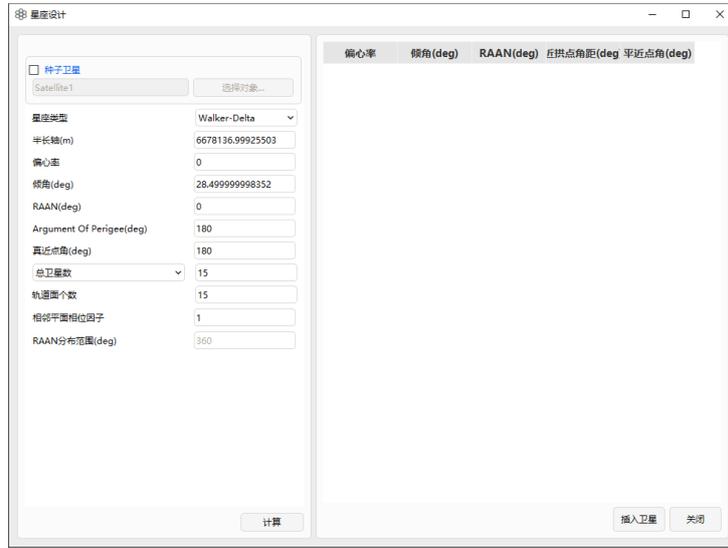


图 5-88 星座设计窗口 (3)

5.7.2.4 创建星座

在“星座类型列表”可以选择如图 5-89 所示星座构型。确定星座类型后，输入下方星座参数，如总卫星数/每个轨道面内卫星数、轨道面数、相邻平面相位因子、RAAN 分布范围，点击【计算】，右侧列表出现星座所有卫星参数，如图 5-90 所示。点击【插入卫星】，星座创建完成，如图 5-91、图 5-92 所示。

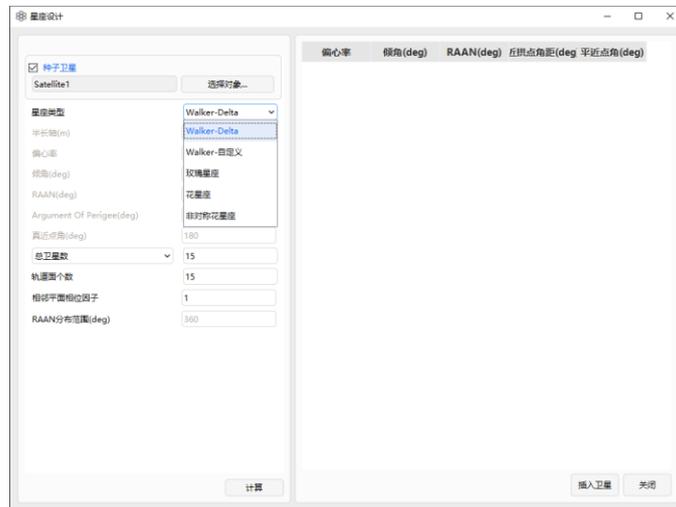


图 5-89 星座构型选择

星轨道。

卫星轨道类型见表 5-11。

表 5-11 轨道类型

序号	轨道类型	说明
1	圆轨道	圆形轨道。
2	临界倾角轨道	临界倾角轨道使近地点保持在一个固定的纬度。近地线不随时间变化。在固定轨道上的卫星将在指定的固定经度上的天空中保持一个固定纬度。
3	临界倾角、太阳同步轨道	临界倾角轨道使近地点保持在一个固定的纬度。近地线不随时间变化。 临界倾斜太阳同步轨道结合点这两种级别类型轨道的特点。该轨道使用的逆行倾角为 116.565 度。卫星每转一圈都会以相同的当地平均太阳时从上空经过，其近地点保持在一个固定的纬度。
4	地球静止轨道	静止轨道上的卫星将在指定的固定经度以上的天空中保持固定。
5	闪电轨道	Molniya 轨道是高度偏心的，这意味着远地点的高度和近地点的高度之间有很大的差异。Molniya 轨道也是严重倾斜的。这使得轨道的近地点在南半球。在北半球极端纬度地区，Molniya 轨道也有很长的停留时间。
6	回归轨道	当不同时间需要相同的观测条件以检测变化时，具有重复地面轨迹的轨道是有用的。地面痕迹可以每天重复，或者在重复之前日复一日的交织
7	太阳同步回归轨道	具有回归地面轨迹的太阳同步轨道是有用的，当不同时间需要相同的观测和照明条件来检测变化时。地面痕迹可能会导致明天重复，或者在重复之前日复一日的交织。轨道重复覆盖地面周期，每次公转以大约相同的当地平均太阳时从头顶经过。
8	太阳同步轨道	这些轨道的设计利用了地球偏率的影像，是轨道平面以等于地球绕太阳的平均轨道速率进动。太阳同步轨道具有其节点保持恒定的局部平均太阳时间的性质。
9	自定义轨道	使用传统的轨道根数，用户可以创建任何一个想要的轨道
10	星下点定义轨道	根据星下点轨迹定义轨道参数
11	星下点定义回归轨道	根据星下点轨迹定义回归轨道参数

5.8.1.1 功能位置

本功能有两个入口位置，一个在“插入对象”窗口的“卫星-轨道生成向导”，如图 5-93 所示。另一个入口在“卫星-属性” - “轨道生成向导”功能，如图 5-94 所示。

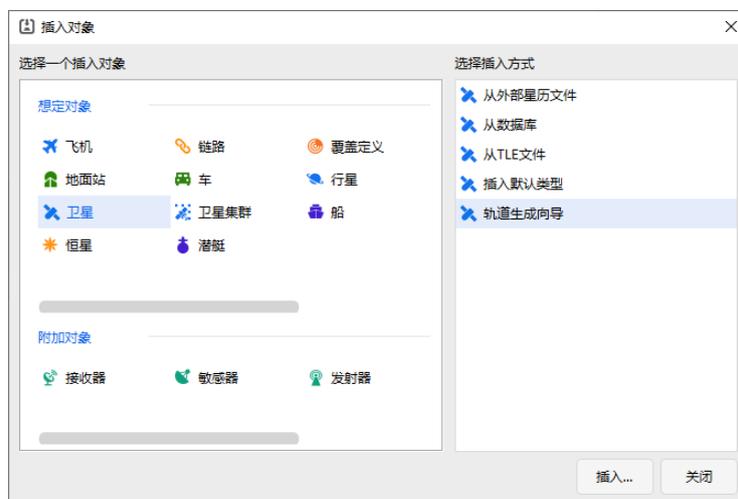


图 5-93 插入对象窗口

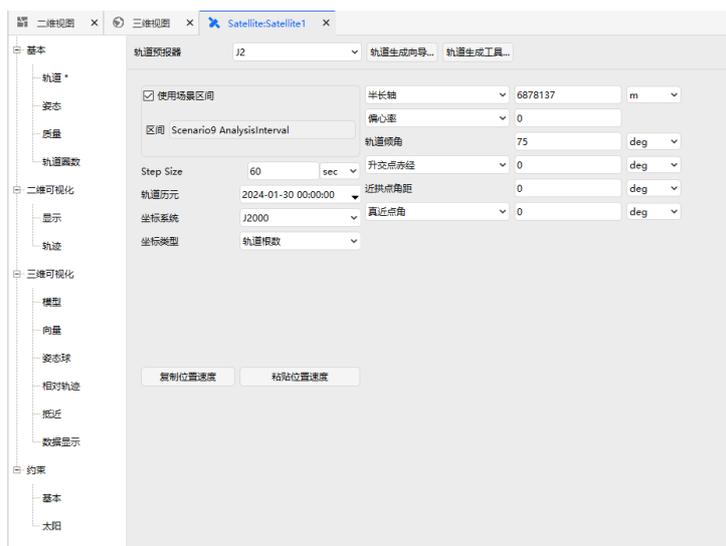


图 5-94 卫星属性窗口调用“轨道生成向导”

5.8.1.2 界面介绍

包括轨道类型选择、轨道参数设置、分析时间设置、卫星可视化设置、轨道生成预览五个区域，如图 5-95 所示。

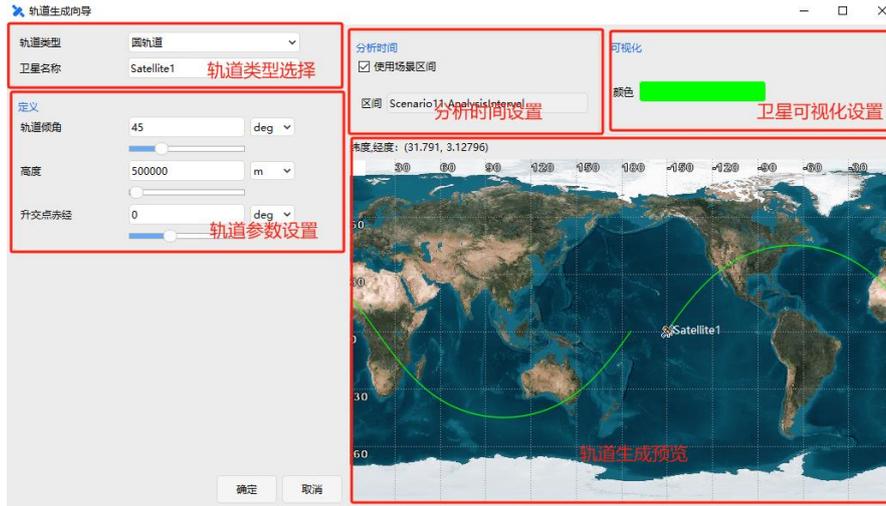


图 5-95 轨道生成向导功能区域划分

5.8.2 使用方法

创建场景后，在“开始”页面点击“插入”，出现“插入对象”窗口，选择“卫星”，在右侧“选择插入方式”中选择“轨道生成向导”，点击“插入”。或者从卫星属性窗口调用“轨道生成向导”功能，出现“轨道生成向导”窗口，如图 5-96 所示。选择“轨道类型”列表中的轨道，进行初轨生成。所有轨道历元均采用场景默认设置。

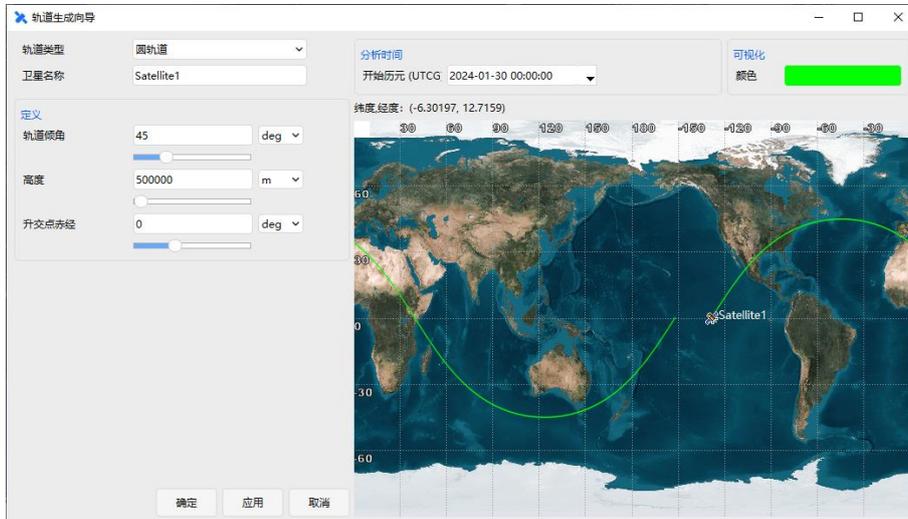


图 5-96 轨道生成向导窗口

(1) 圆轨道

圆轨道需要设置轨道倾角、高度、升交点赤经 3 个参数，点击“确定”在场景中生成卫星。如图 5-97、图 5-98、图 5-99 所示。

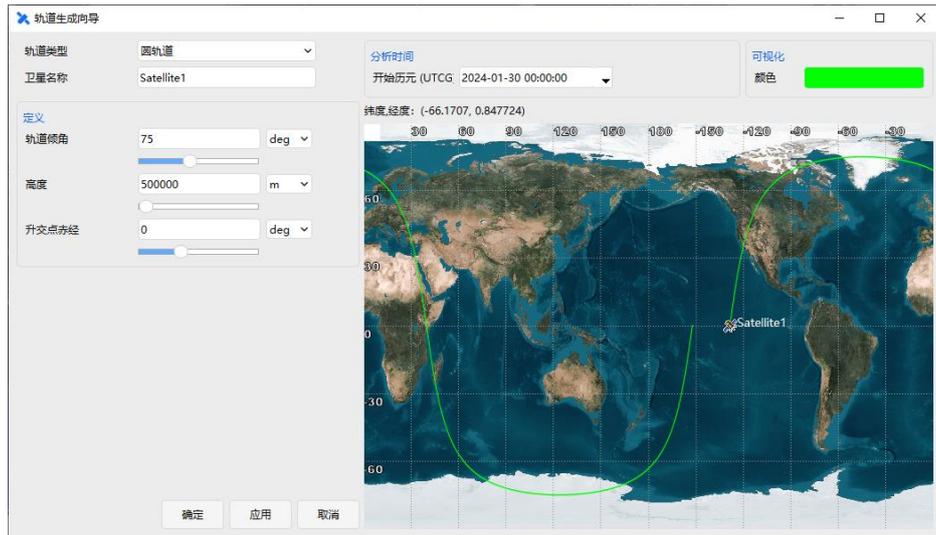


图 5-97 圆轨道卫星设置

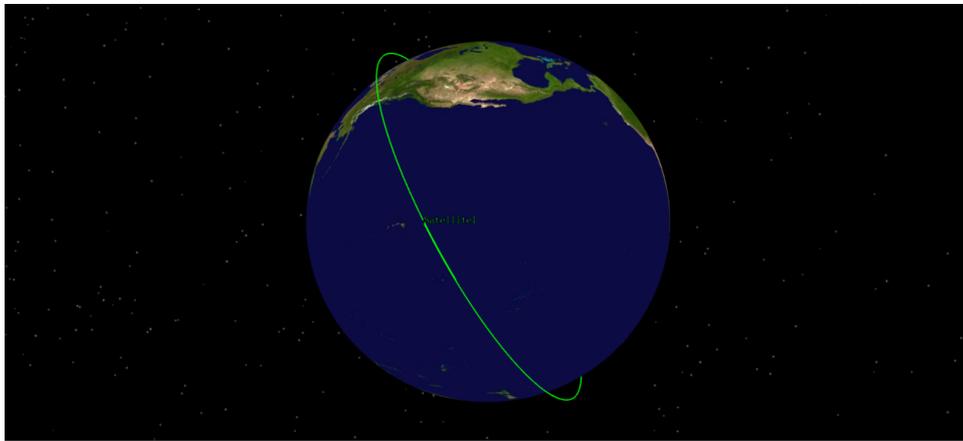


图 5-98 圆轨道卫星三维展示

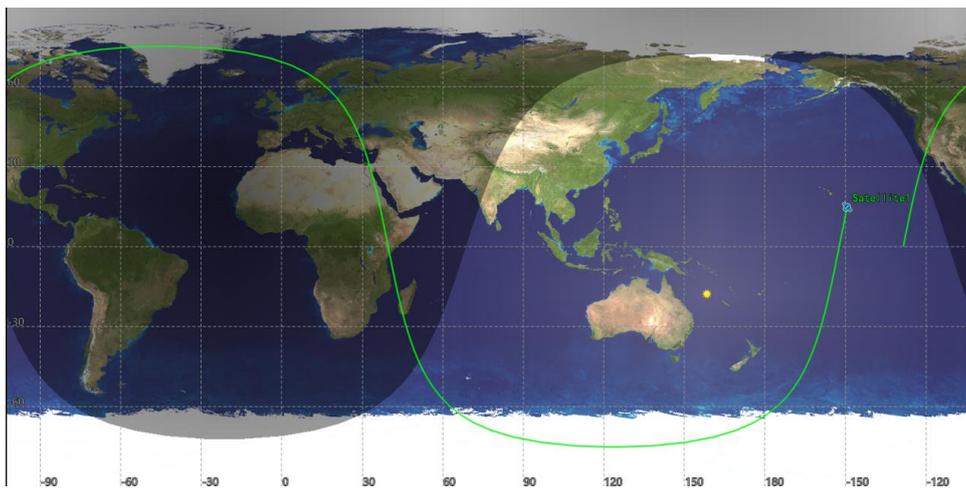


图 5-99 圆轨道卫星二维展示

(2) 临界倾角轨道

临界倾角轨道需要设置方向、远地点高度、近地点高度、升交点地理经度 4 个参数，点击“确定”在场景中生成卫星。如图 5-100、图 5-101、图 5-102 所示。

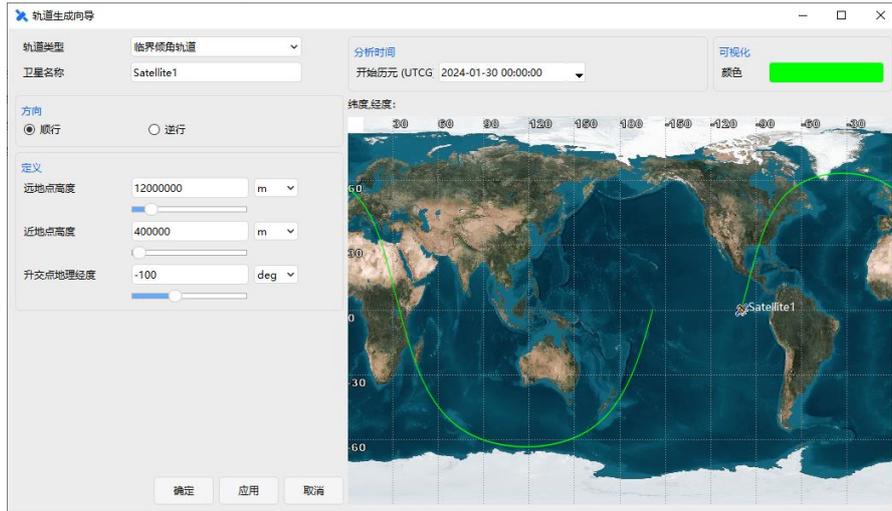


图 5-100 临界倾角轨道卫星设置

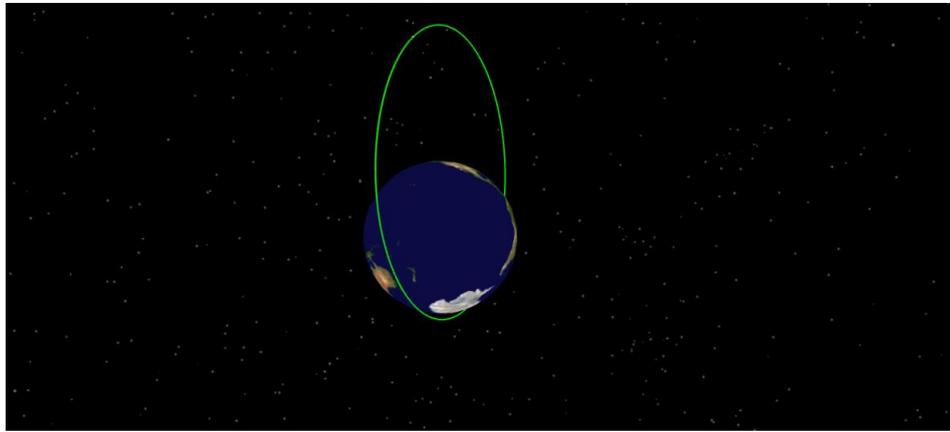


图 5-101 临界倾角轨道卫星三维展示

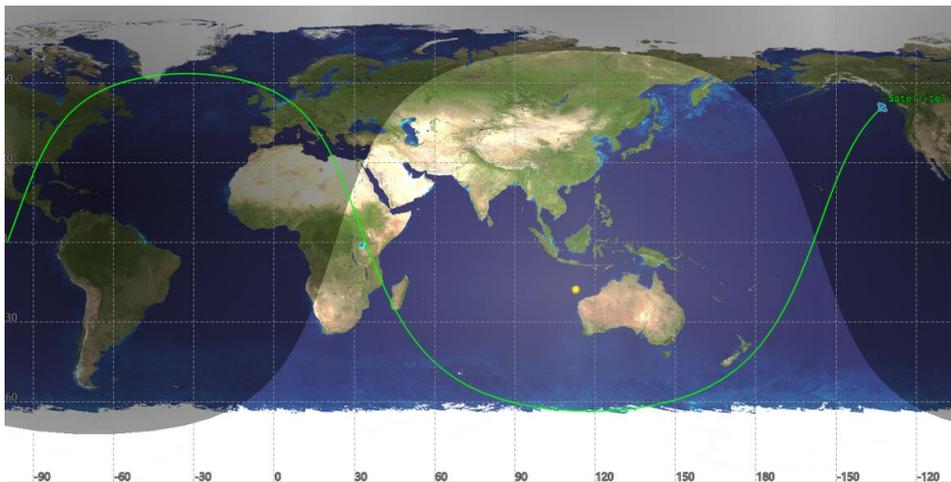


图 5-102 临界倾角轨道卫星二维展示

(3) 临界倾角、太阳同步轨道

临界倾角太阳同步轨道需要设置近地点高度、升交点地理经度 2 个参数，点击“确定”在场景中生成卫星。如图 5-103、图 5-104、图 5-105 所示。

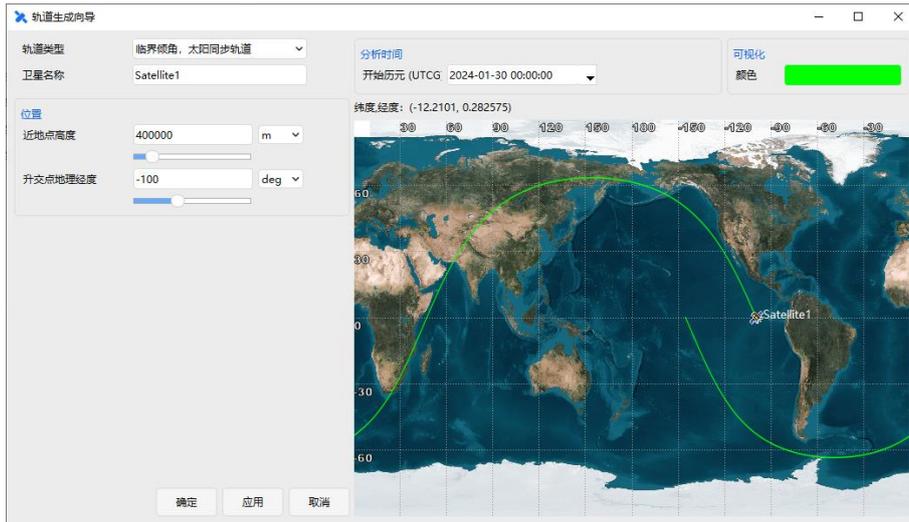


图 5-103 临界倾角太阳同步轨道卫星设置



图 5-104 临界倾角太阳同步轨道卫星三维展示

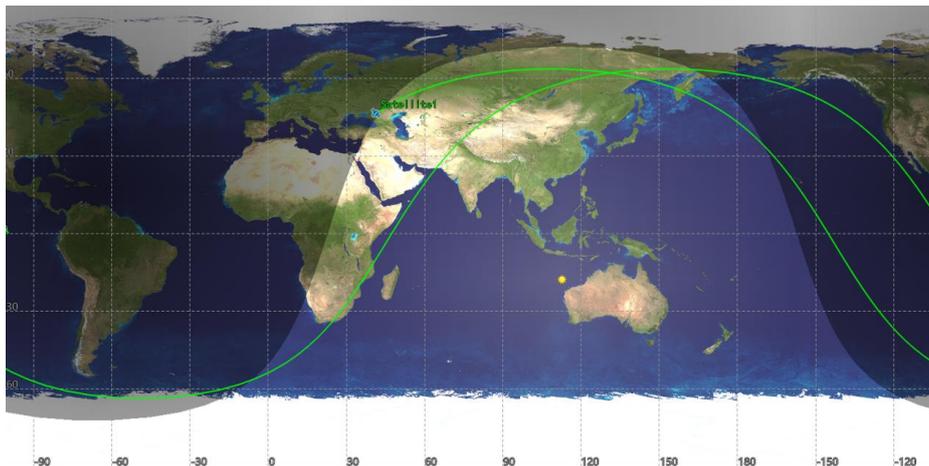


图 5-105 临界倾角太阳同步轨道卫星二维展示

(4) 地球静止轨道

地球静止轨道需要设置星下点经度、轨道倾角 2 个参数，点击“确定”在场景中生成卫星。如图 5-106、图 5-107、图 5-108 所示。

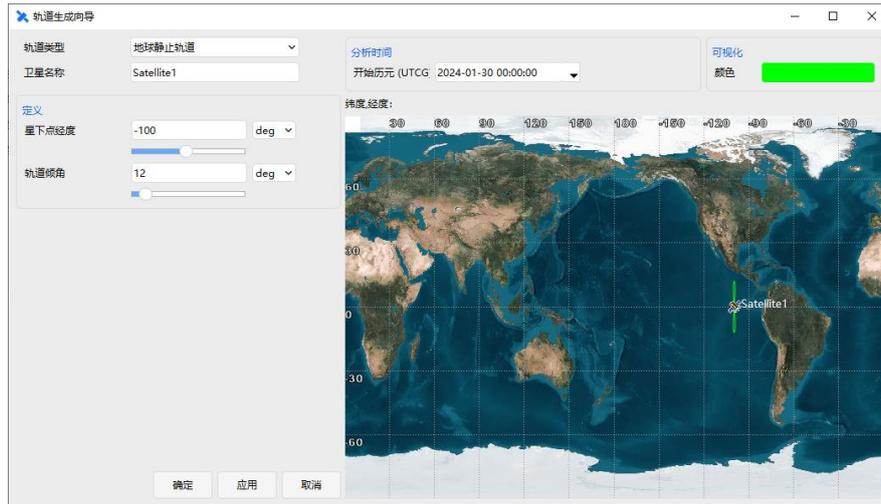


图 5-106 地球静止轨道卫星设置

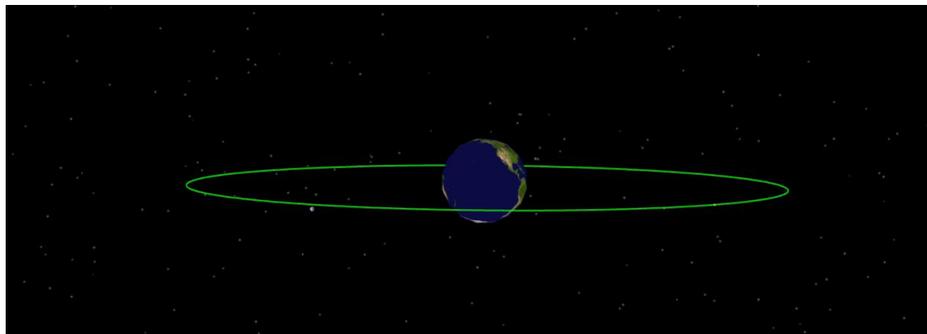


图 5-107 地球静止轨道卫星三维展示

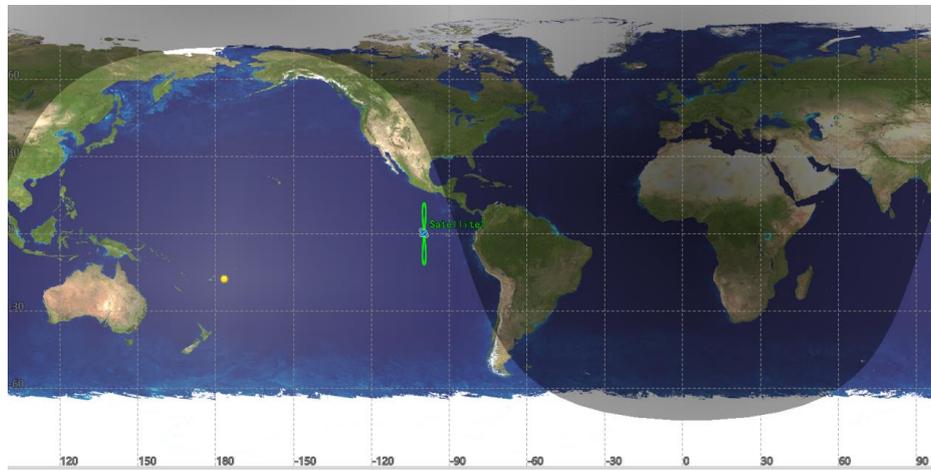


图 5-108 地球静止轨道卫星二维展示

(5) 闪电轨道

闪电轨道需要设置近远地点经度、近地点高度、近拱点角距 3 个参数，点击“确定”在场景中生成卫星。如图 5-109、图 5-110、图 5-111 所示。

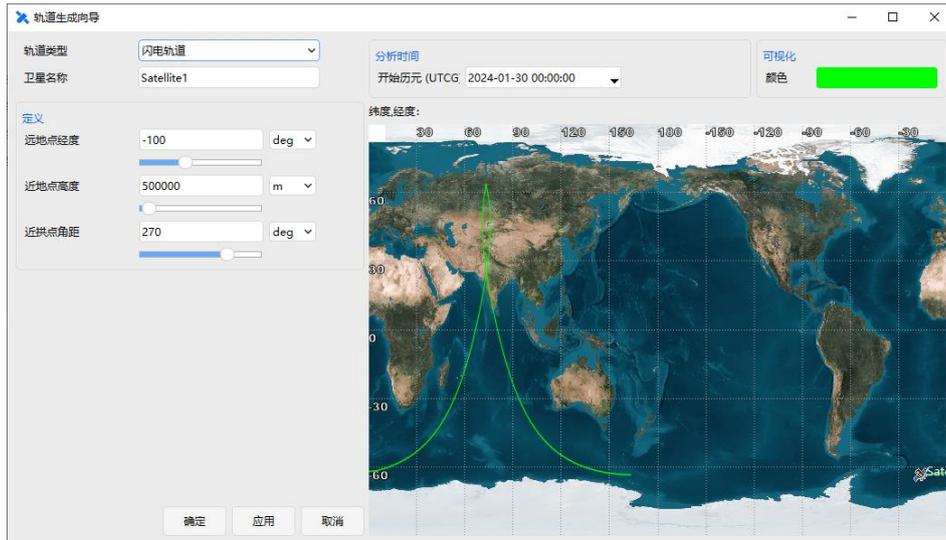


图 5-109 闪电轨道卫星设置

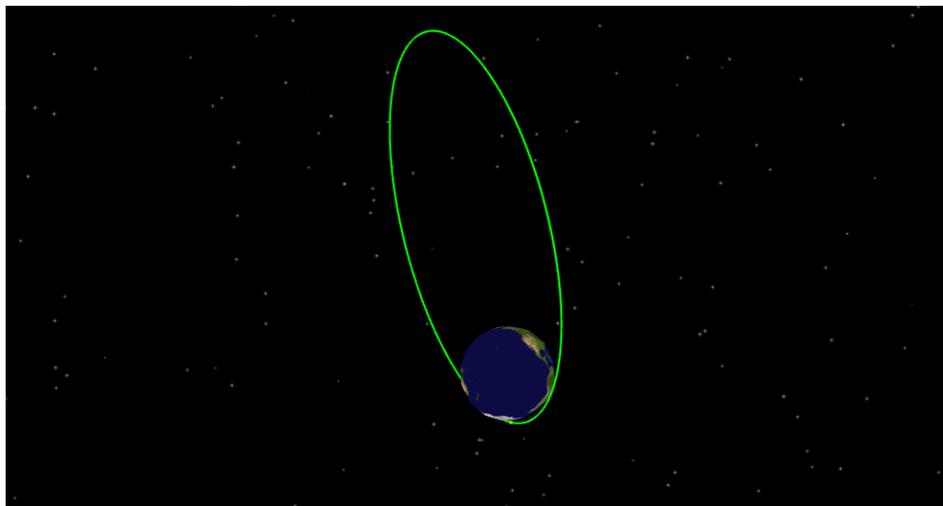


图 5-110 闪电轨道卫星三维展示

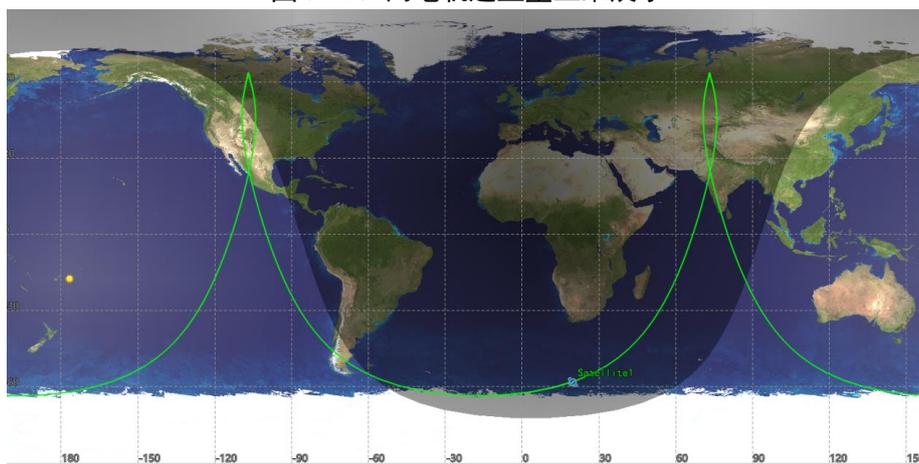


图 5-111 闪电轨道卫星二维展示

(6) 回归轨道

回归轨道需要设置位置（大致高度/每天大致圈数）、轨道倾角、回归圈数、首个升交点经度 4 个参数，点击“确定”在场景中生成卫星。如图 5-112、图 5-113、

图 5-114 所示。

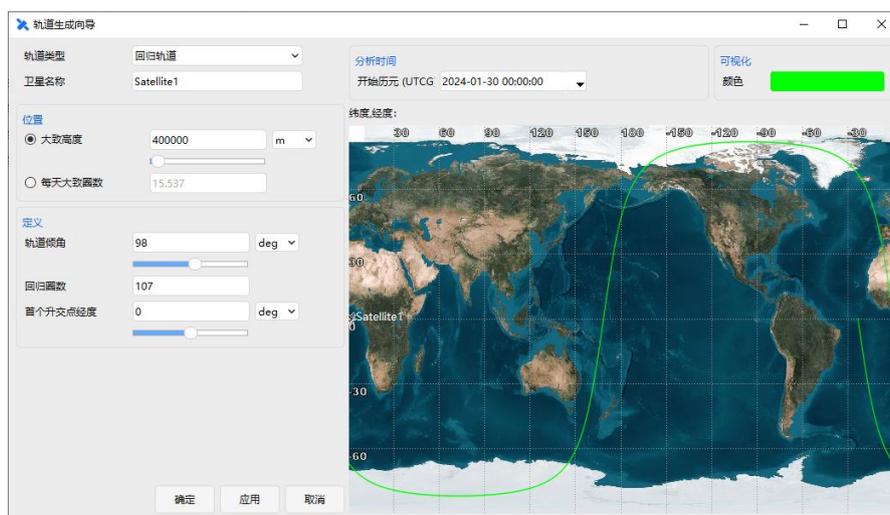


图 5-112 回归轨道卫星设置



图 5-113 回归轨道卫星三维展示

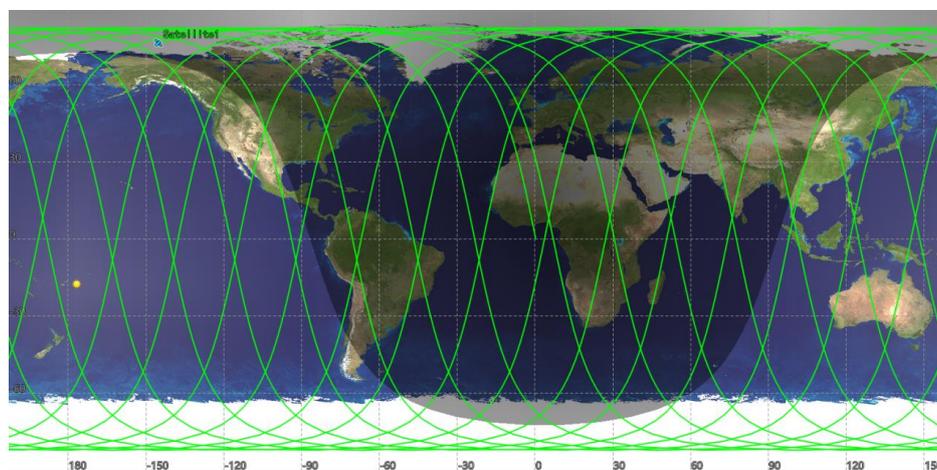


图 5-114 回归轨道卫星二维展示

(7) 太阳同步回归轨道

太阳同步回归轨道需要设置位置（大致高度/每天大致圈数）、回归圈数、首个升交点经度、升交点地方时或降交点地方时 4 个参数，点击“确定”在场景中生成卫星。如图 5-115、图 5-116、图 5-117 所示。

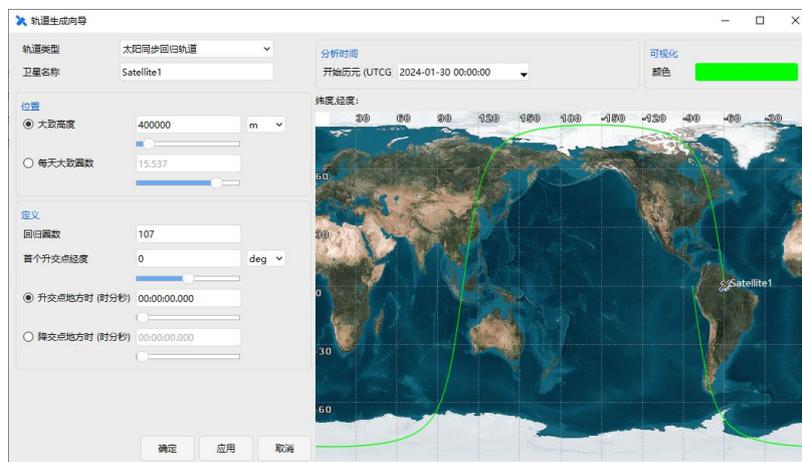


图 5-115 太阳同步回归轨道卫星设置



图 5-116 太阳同步回归轨道卫星三维展示

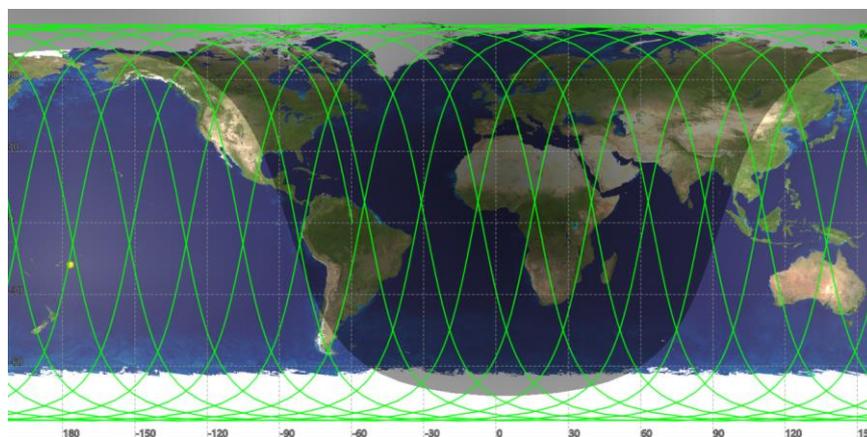


图 5-117 太阳同步回归轨道卫星二维展示

(8) 太阳同步轨道

太阳同步轨道需要设置近地点高度、升交点地理精度 2 个参数, 点击“确定”在场景中生成卫星。如图 5-118、图 5-119、图 5-120 所示。

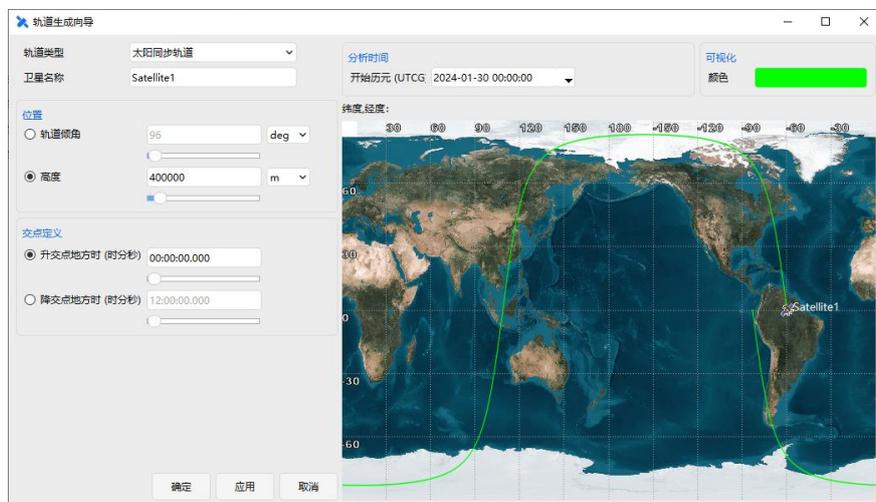


图 5-118 太阳同步轨道卫星设置



图 5-119 太阳同步轨道卫星三维展示

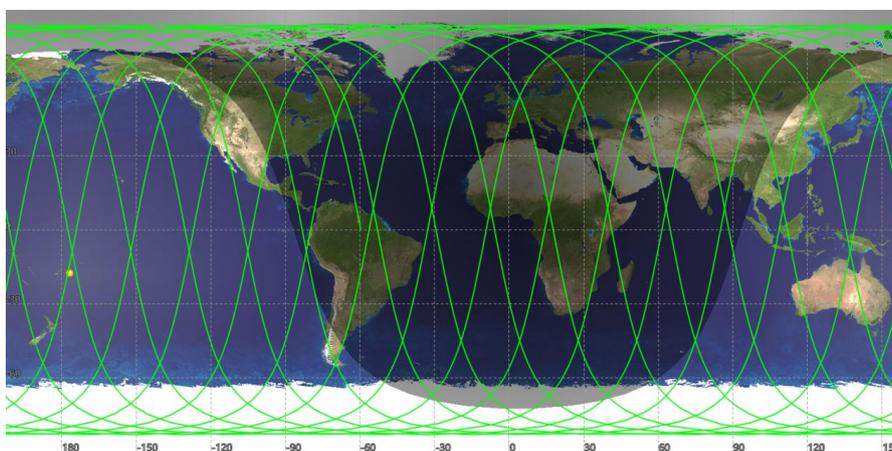


图 5-120 太阳同步轨道卫星二维展示

(9) 自定义轨道

自定义轨道需要设置轨道六根数, 点击“确定”在场景中生成卫星。如图 5-121、图 5-122、图 5-123 所示。

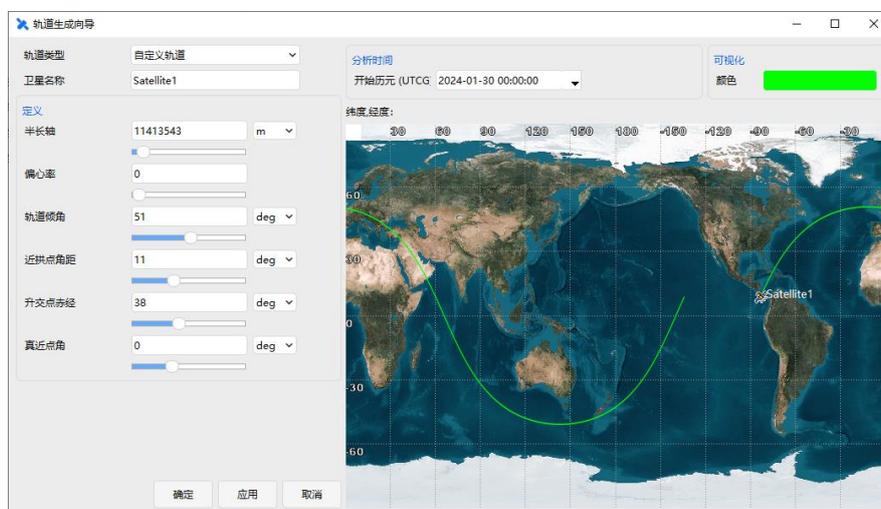


图 5-121 自定义轨道卫星设置

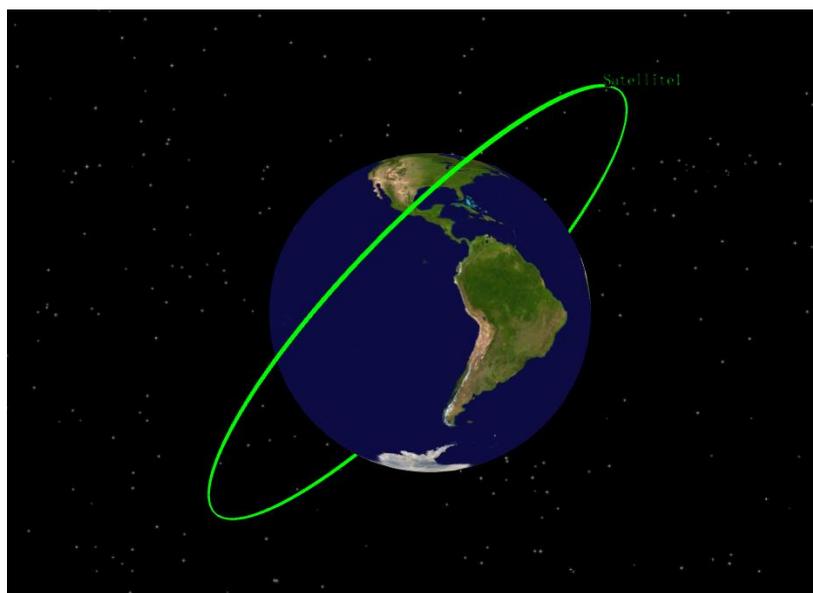


图 5-122 自定义轨道卫星三维展示

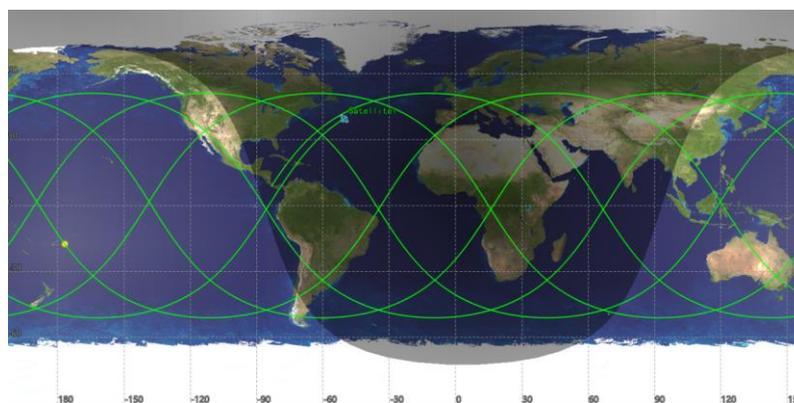


图 5-123 自定义轨道卫星二维展示

(10) 星下点定义轨道

星下点定义轨道需要设置纬度、经度、升轨或降轨、轨道高度、轨道倾角 5 个参数，点击“确定”在场景中生成卫星。如图 5-124、图 5-125 和图 5-126 所示。

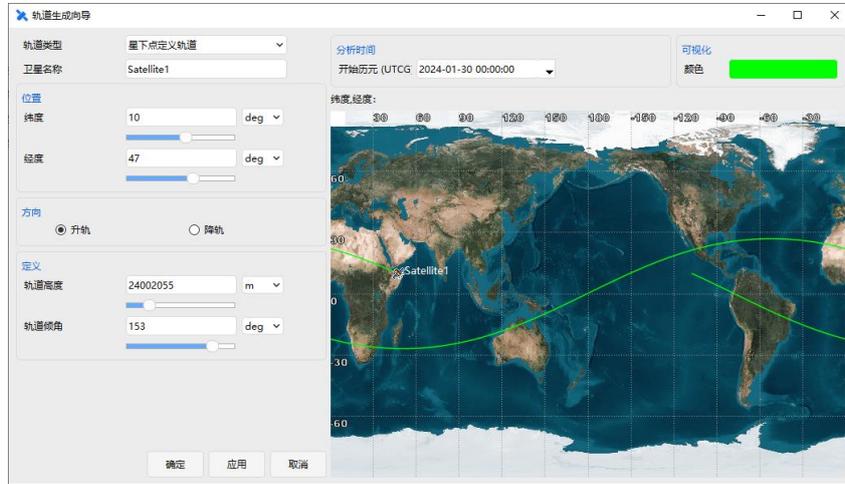


图 5-124 星下点定义轨道卫星设置

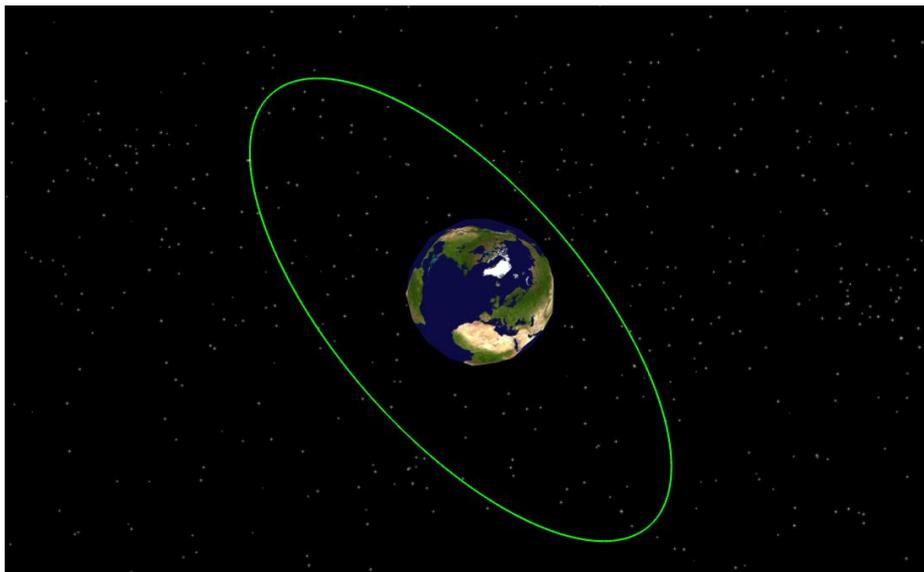


图 5-125 星下点定义轨道卫星三维展示

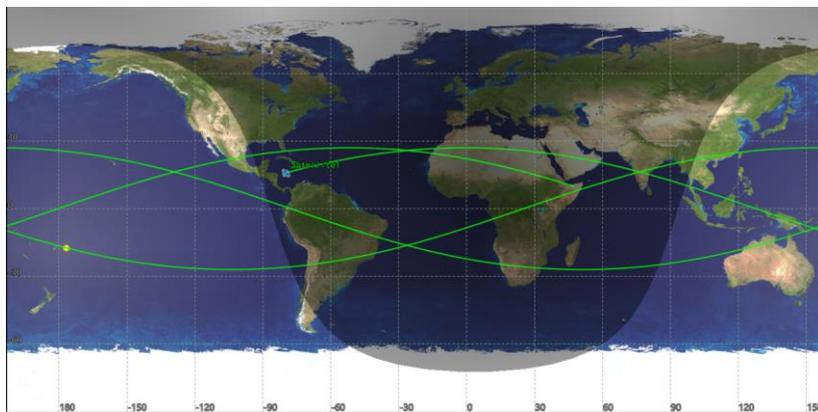


图 5-126 星下点定义轨道卫星二维展示

(11) 星下点定义回归轨道

星下点定义回归轨道需要设置大致高度或每天大致圈数、纬度、经度、升轨或降轨、轨道倾角、回归圈数 6 个参数，点击“确定”在场景中生成卫星。如图 5-127、图 5-128 和图 5-129 所示。

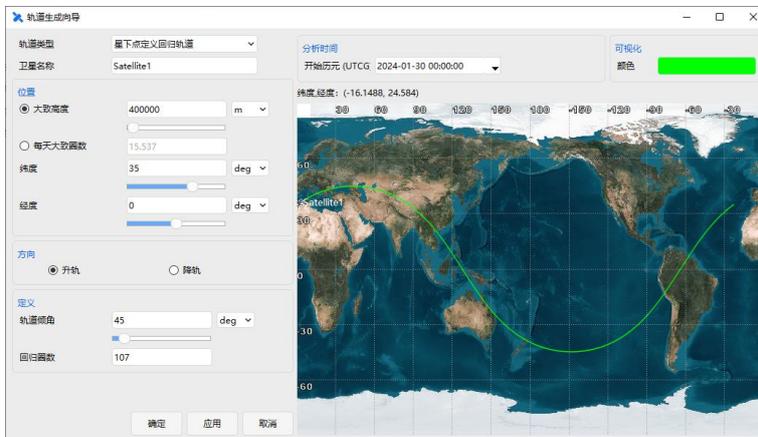


图 5-127 星下点定义回归轨道卫星设置

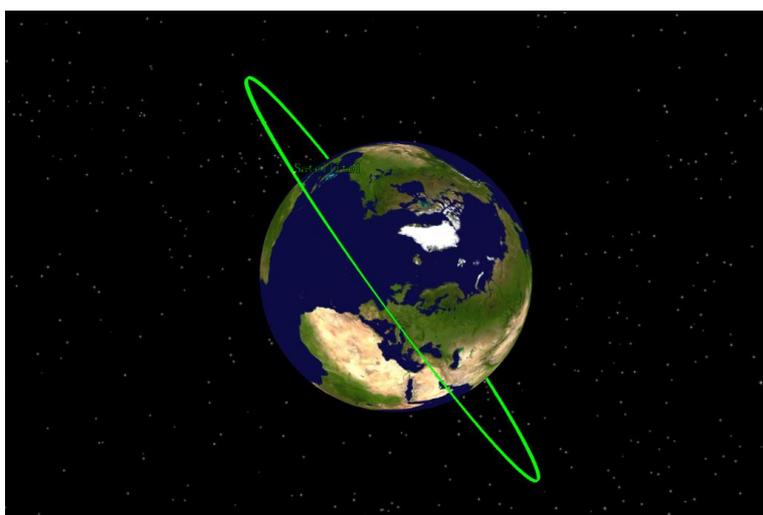


图 5-128 星下点定义回归轨道卫星三维展示

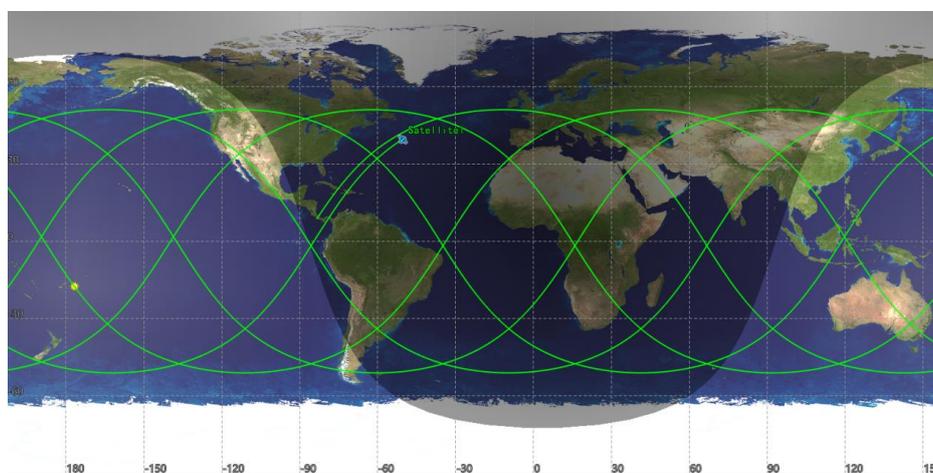


图 5-129 星下点定义回归轨道卫星二维展示

5.9 区域覆盖模块

5.9.1 功能介绍

主要用于考虑对象可见约束的情况下，实现一个或多个覆盖资源（如卫星、传感器）对全球或特定区域的覆盖分析。本分析模块包含的分析功能如表 5-12 所示。

表 5-12 区域覆盖品质参数

序号	覆盖品质	约束条件	有效条件
1	简单覆盖	无	无
2	覆盖时间约束	总值/每天最大/每天最小/每天平均/总覆盖率	无
3	访问时长约束	总值/每天最大/每天最小/每天平均/总覆盖率	大于/大于等于/等于/小于等于/小于
4	重访时间约束	总值/最大值/最小值/平均值	大于/大于等于/等于/小于等于/小于
5	时间平均间隔约束	无	无
6	响应时长约束	总值/最大值/最小值/平均值	大于/大于等于/等于/小于等于/小于

5.9.1.1 功能位置

该功能位于 ATK 工具栏目中，具体打开位置如图 5-130 所示。



图 5-130 工具栏中“区域覆盖”功能

5.9.1.2 界面介绍

本功能界面包括分析对象选择、分析时间设置、覆盖品质参数设置、分析结果生成四个区域，如图 5-131 所示。

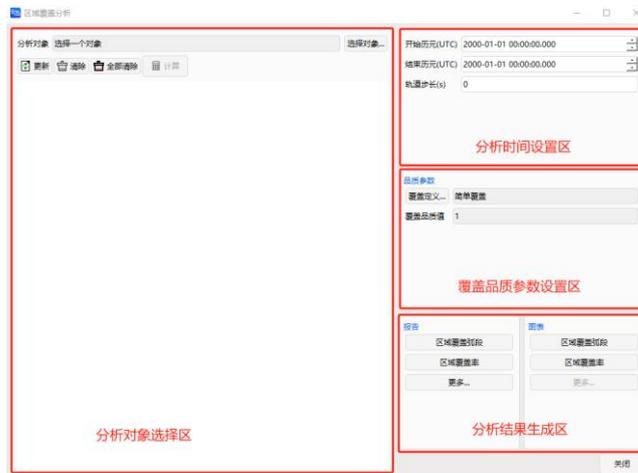


图 5-131 区域覆盖分析界面

5.9.2 使用方法

5.9.2.1 创建场景

首先在“开始”中点击“新建”，创建场景，如图 5-132 所示。

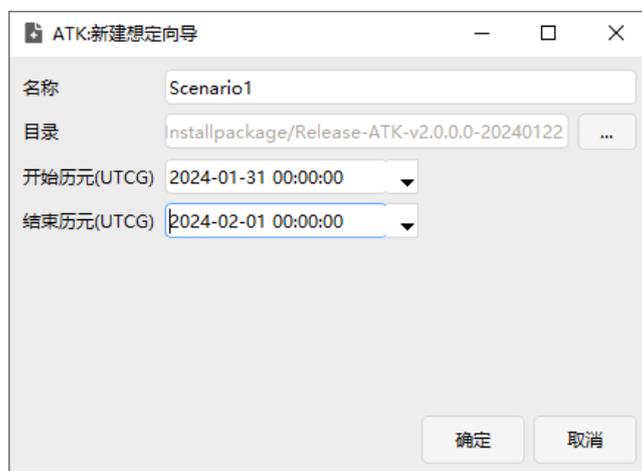


图 5-132 创建场景

5.9.2.2 场景中添加各类对象

首先添加一颗卫星，在“开始”栏点击“插入”，如图 5-133 所示，选择“卫星-插入默认类型”，插入卫星后，修改卫星轨道倾角属性为 65° ，如图 5-134 所示。

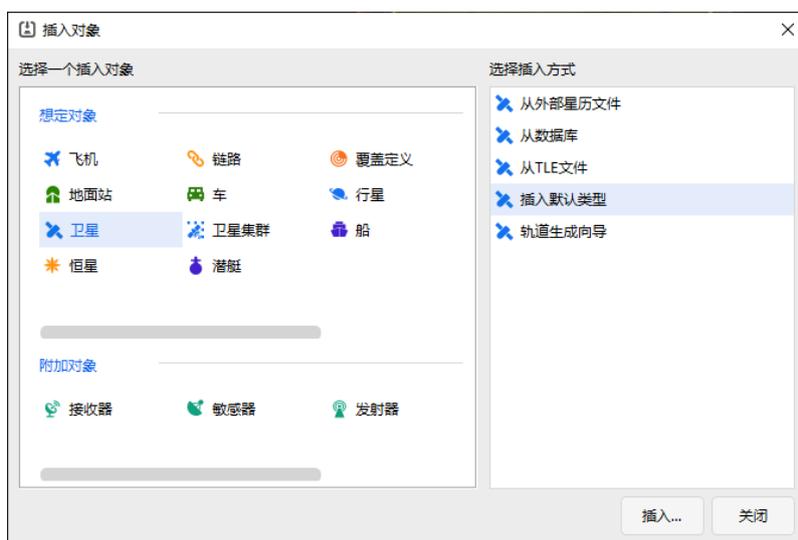


图 5-133 插入卫星

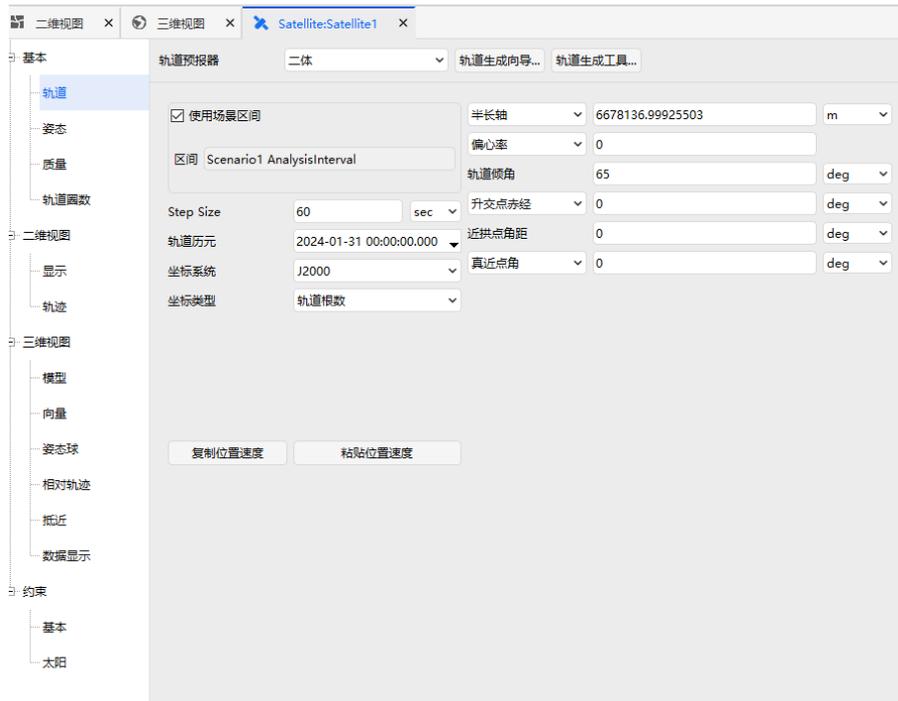


图 5-134 修改卫星属性

在“开始”栏点击“插入  ”，选择“敏感器-插入默认类型”，如图 5-135 所示。

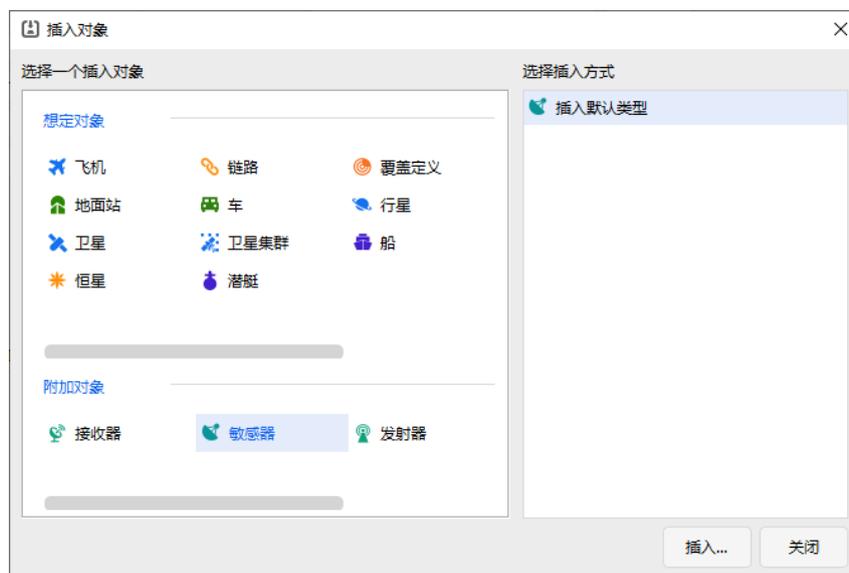


图 5-135 插入敏感器

在弹出的窗口中选择“Satellite1”，点击确定，如图 5-136 所示。

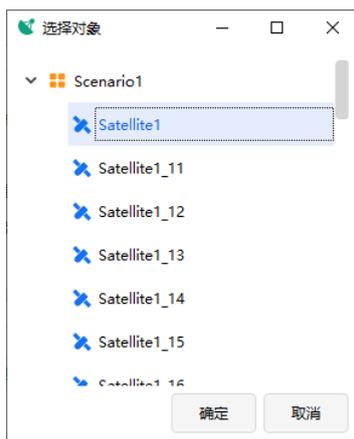


图 5-136 选择挂载敏感器的卫星

使用创建星座功能，选择 Satellite 为“种子”卫星，创建一个 Walker 星座。
 点击“插入  插入”，选择“覆盖定义-插入默认类型”，如图 5-137 所示。场景最终展示如图 5-138 所示。

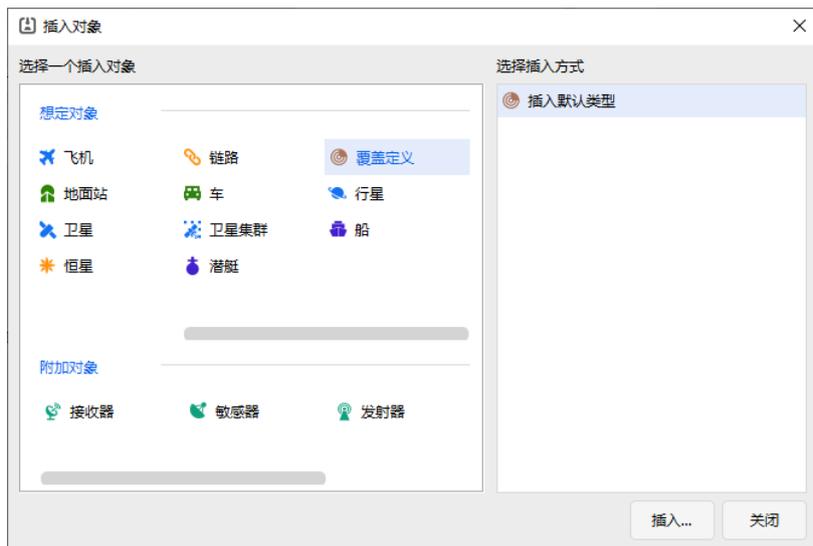


图 5-137 插入面目标

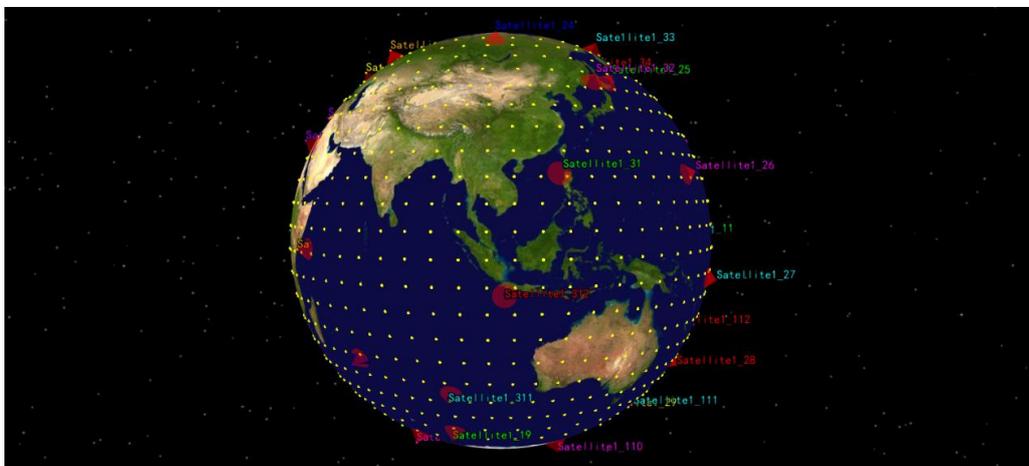


图 5-138 区域覆盖场景三维展示

5.9.2.3 进行区域覆盖计算

在“工具”页面，点击“区域覆盖”，窗口如图 5-139 所示。分析对象选择“CoverageDefinition1”，列表中选择所有卫星下挂的 Sensor，点击“计算”。这一步时长由计算复杂度决定。计算结束后，在“报告”/“图表”功能区即可生成覆盖报告，各类报告见图 5-140~图 5-144。

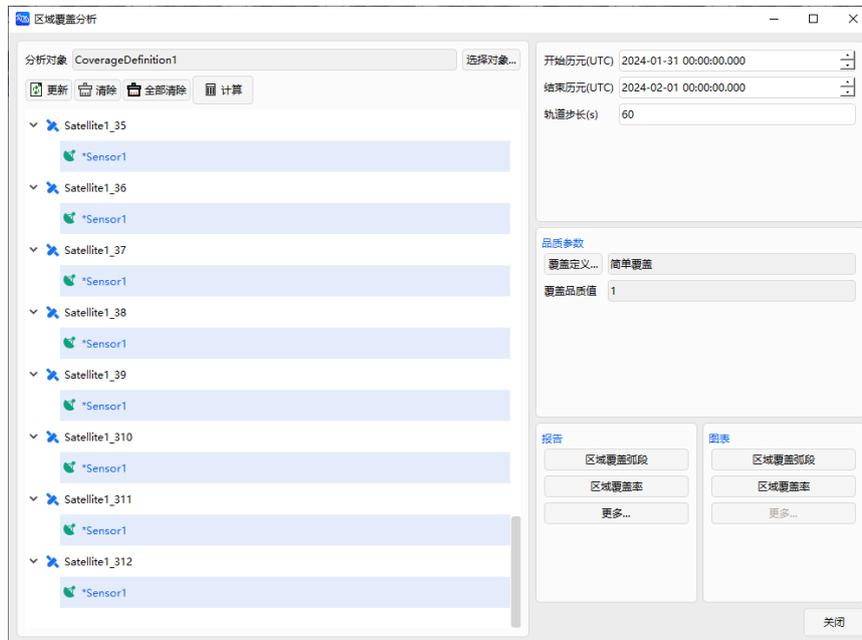


图 5-139 区域覆盖分析窗口

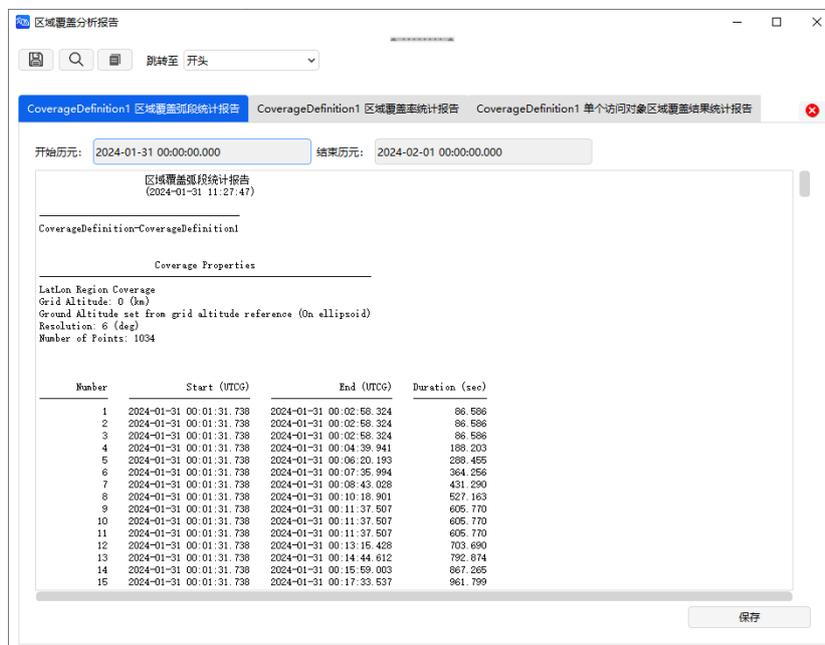


图 5-140 区域覆盖弧段统计报告

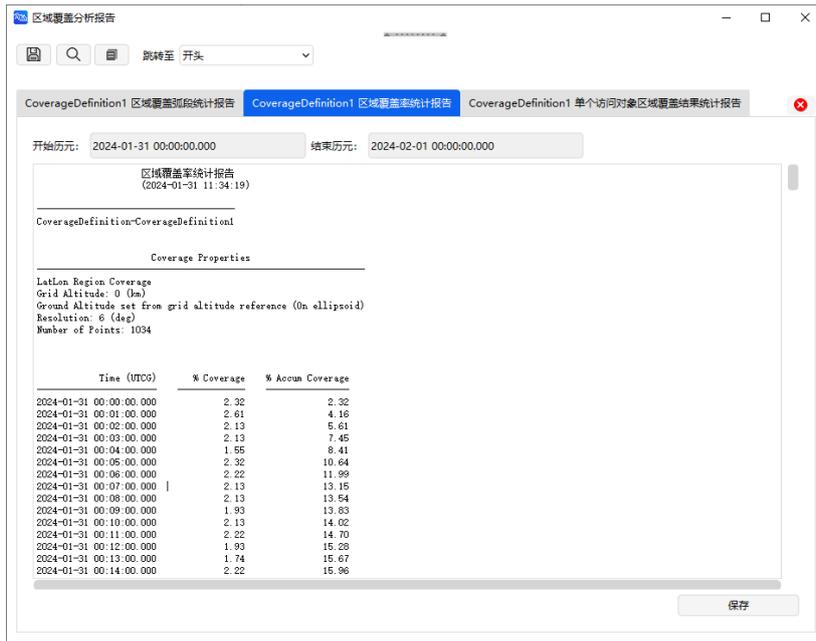


图 5-141 区域覆盖统计报告

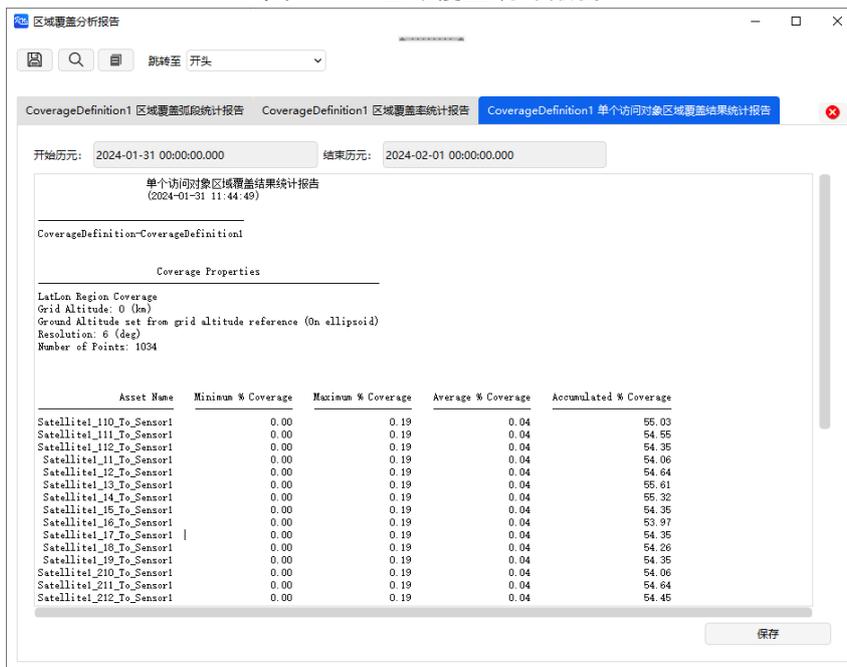


图 5-142 单个访问对象区域覆盖结果统计报告

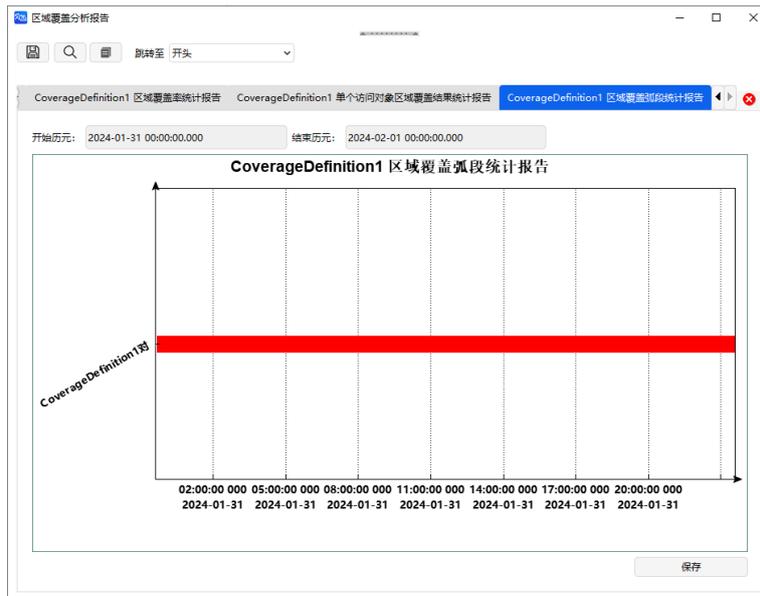


图 5-143 区域覆盖弧段统计报告（图表报告）

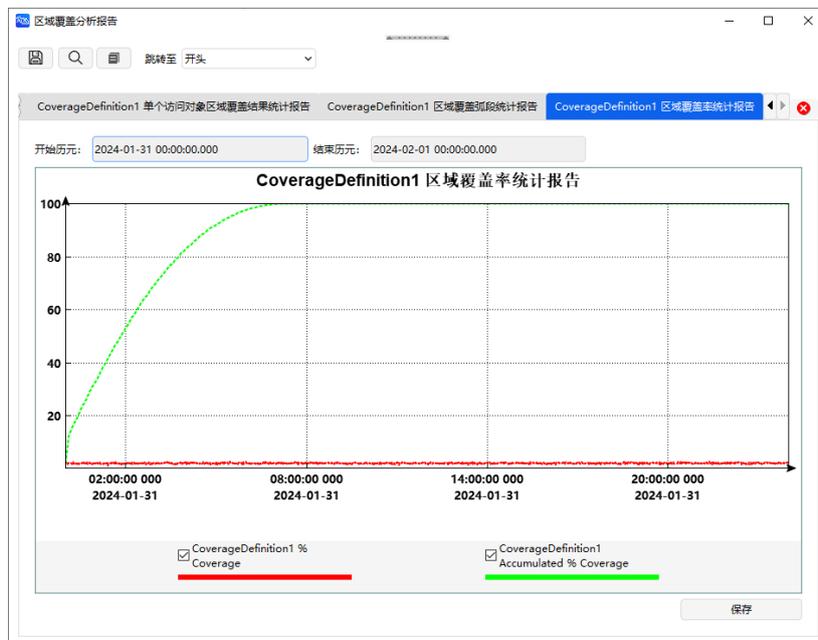


图 5-144 区域覆盖统计报告（图表报告）

5.10 巨型星座设计模块

5.10.1 功能介绍

卫星集群对象，允许将数百甚至数千个卫星对象作为一个实体同时操作和分析。卫星集群的优点是它提供基本的可视化效果、最小的内存占用以及高效的保存和加载操作。可用于覆盖范围、联合评估、通信分析等功能。

5.10.1.1 功能位置

本功能入口在“开始” - “插入对象-卫星集群”处。

5.10.1.2 界面介绍

本功能界面包括：基本属性信息设置、约束信息设置两部分。基本属性信息设置包括：Walker 星座参数设置和外观设置两个部分。约束信息包括：基本角度约束和光照角约束，如图 5-145、图 5-146 和图 5-147 所示。



图 5-145 巨型星座基本属性设置

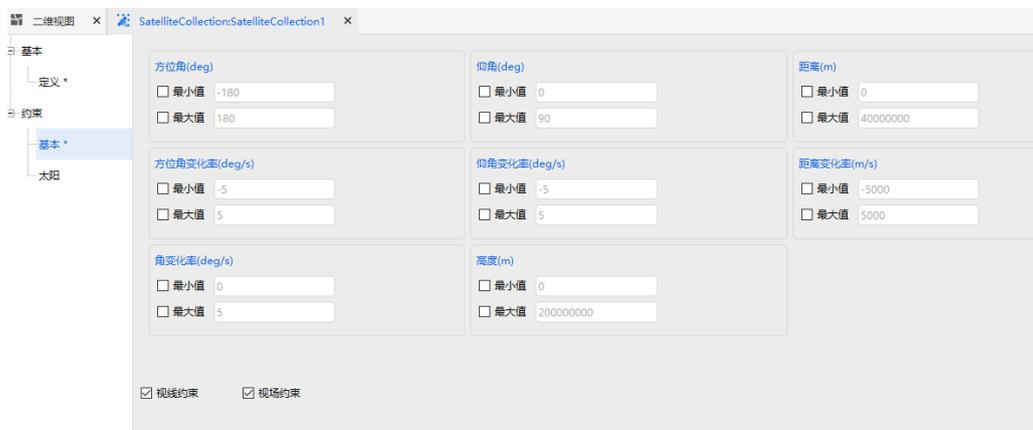


图 5-146 巨型星座基本角度约束

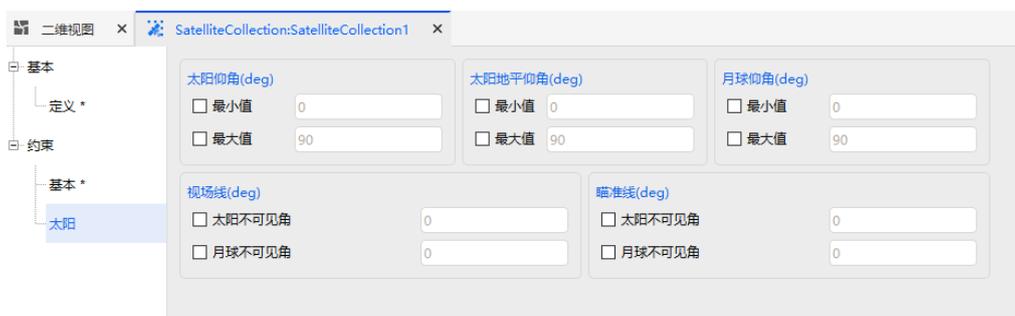


图 5-147 巨型星座光照角约束

5.10.2 使用方法

5.10.2.1 创建场景

首先在“开始”中点击“新建”，创建场景，如图 5-148 所示。



图 5-148 创建场景

5.10.2.2 创建巨型星座

点击“插入””，选择“卫星集群-插入默认类型”，如图 5-149 所示。双击主窗口左侧对象浏览器中的“SatelliteCollection1”，在右侧窗口出现属性设置页，如图 5-150 所示。

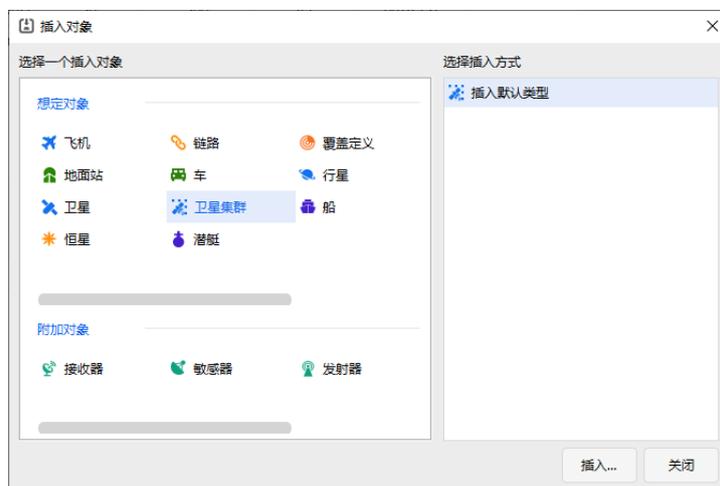


图 5-149 插入 SatelliteCollection 对象

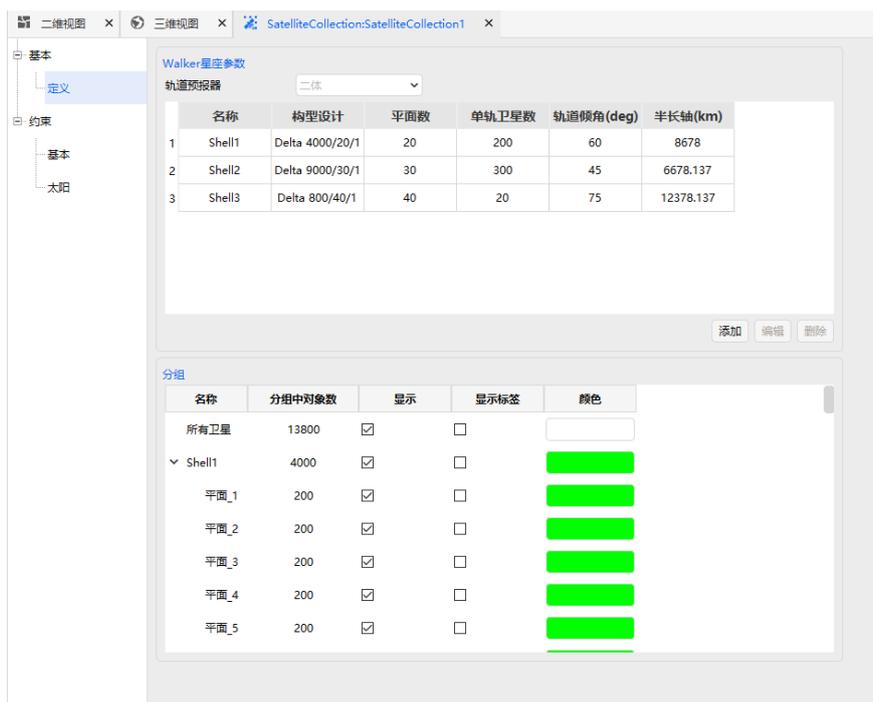


图 5-150 SatelliteCollection 属性设置页面

在属性页页面上部“Walker 星座参数”部分中，可以使用“添加 添加”，添加多个 Walker 子星座，双击其中一个 shell 后，弹出子星座参数设计窗口，如图 5-151 所示。

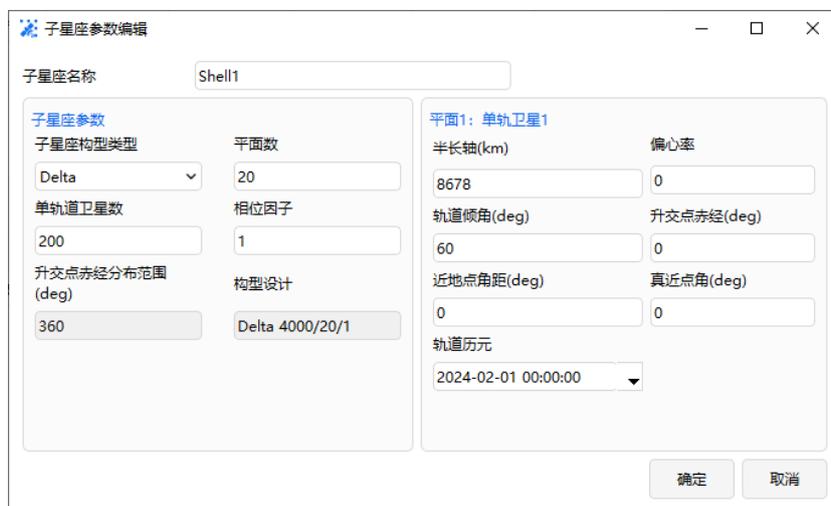


图 5-151 子星座参数编辑

在属性编辑页面下方“分组”区域，可以设置各个子星座展示颜色、是否展示各个平面或标签。设置完毕后，场景展示如图 5-152 所示。

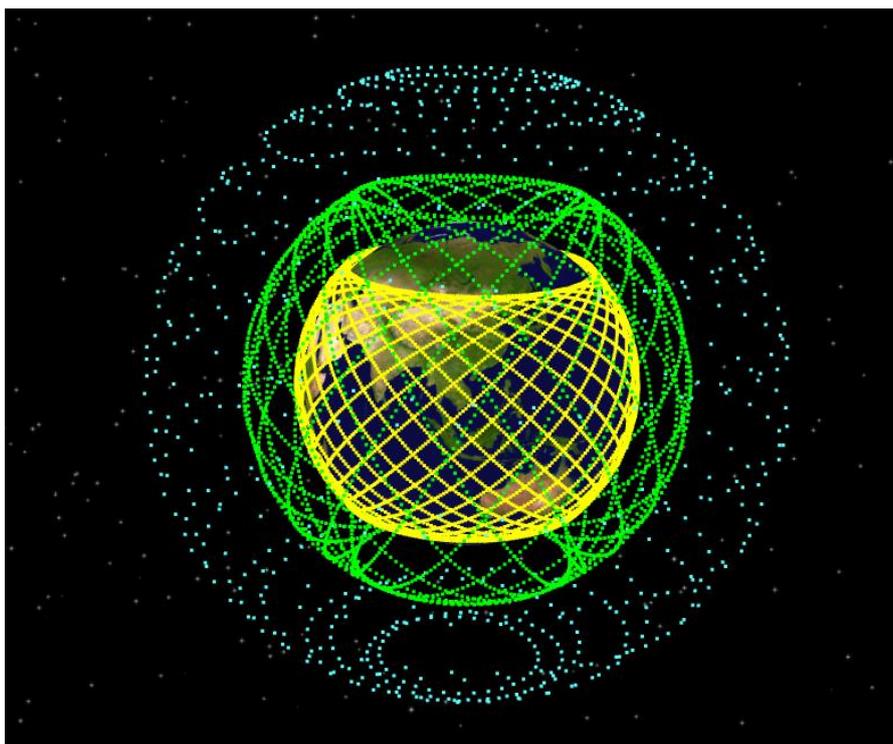


图 5-152 巨型星座三维视图

5.11 高级星座设计功能模块

5.11.1 功能介绍

高级星座设计模块可以设计满足对指定区域覆盖的 Walker 星座。约束条件包括部分轨道参数，覆盖区域范围、星上传感器张角等。

5.11.1.1 功能位置

该功能位于 ATK 工具栏目中，具体打开位置如图 5-153 所示。



图 5-153 工具栏中“高级星座设计”

5.11.1.2 界面介绍

本功能界面包括约束条件设置、星座设计结果、卫星参数展示三个区域，如图 5-154 所示。



图 5-154 高级星座设计界面

5.11.2 使用方法

5.11.2.1 创建场景

首先在“开始”中点击“新建”，创建场景，如图 5-155 所示。

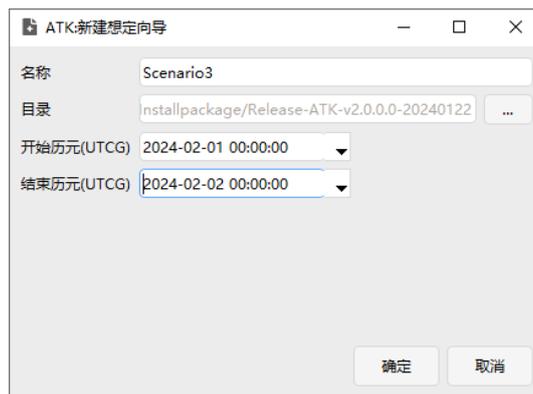


图 5-155 创建场景

5.11.2.2 设计星座

点击“工具”页面“高级星座设计”，弹出窗口如图 5-156 所示。

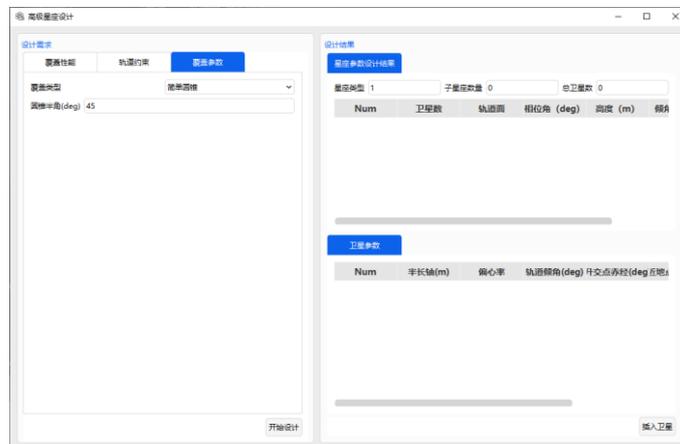


图 5-156 高级星座设计工具页面

设计需求分为：覆盖性能、轨道约束、覆盖参数。

覆盖性能种类为连续覆盖，覆盖重数由用户设置，区域类型分为全球或纬度带。本应用例程中设置已覆盖重数为 2，区域类型为纬度带，纬度范围-20~20 度。如图 5-157 所示。



图 5-157 覆盖性能参数设置

轨道约束为设计星座卫星的部分参数，包括：半长轴范围、升交点赤经范围、近地点幅角范围。本应用例程设置采用默认设置，如图 5-158 所示。



图 5-158 轨道约束设计

覆盖参数分为地面仰角和覆盖圆锥两种，本例程选择简单圆锥半角 45 度，如图 5-159 所示。



图 5-159 覆盖参数设计

点击“开始设计”，窗口右侧给出星座设计结果，如图 5-160 所示，包含：卫

星数、轨道面数、轨道高度和倾角。

设计结果

星座参数设计结果

星座类型 1 子星座数量 1 总卫星数 259

Num	卫星数	轨道面	相位角 (deg)	高度 (m)	倾角
1	259	7	0	7378137	17.6

卫星参数

Num	半长轴(m)	离心率	轨道倾角(deg)	升交点赤经(deg)	近地点
plane0_1	7378137	0	17.603536760...	180	180
plane0_2	7378137	0	17.603536760...	180	180
plane0_3	7378137	0	17.603536760...	180	180
plane0_4	7378137	0	17.603536760...	180	180
plane0_5	7378137	0	17.603536760...	180	180
plane0_6	7378137	0	17.603536760...	180	180

插入卫星

图 5-160 星座设计结果

选择右侧下方所有生成的卫星，点击右下侧“插入卫星”，在场景中展示本次设计的星座。如图 5-161、图 5-162 所示。

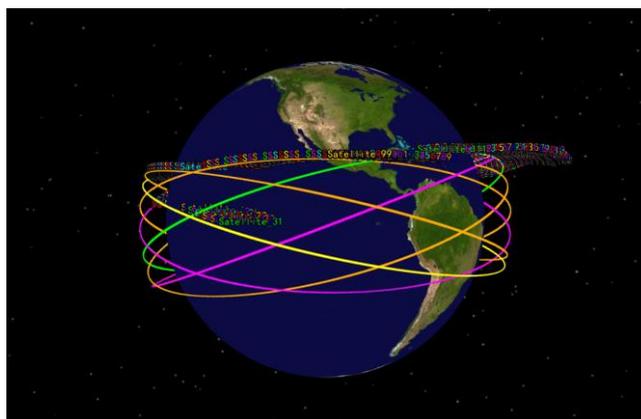


图 5-161 星座三维展示

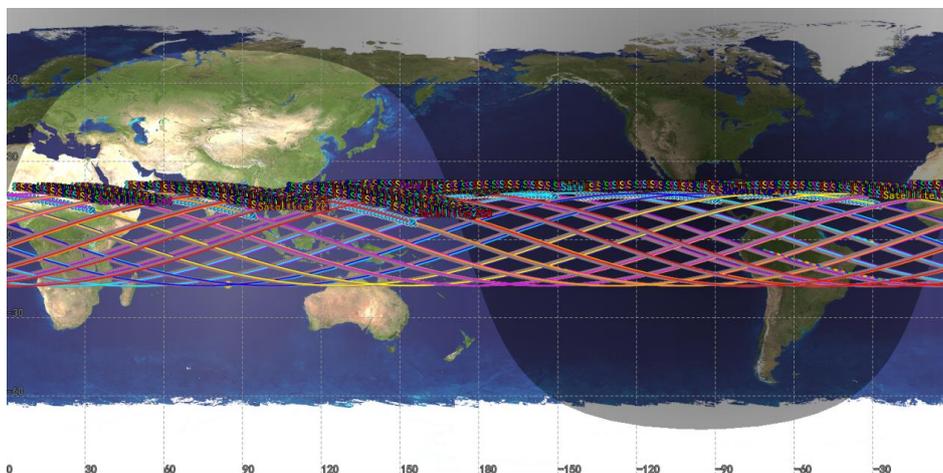


图 5-162 星座二维展示

5.12 偏差分析

5.12.1 功能介绍

当前偏差分析模块支持基于蒙特卡洛（Monte Carlo，MC）无迹变换（Unscented Transform，UT）、混沌多项式展开（Polynomial Chaos Expansions，PCE）与、高斯混合模型（Gaussian mixture Model）与无迹变换的联合方法（GMM-UT）等偏差演化方法分析航天器的偏差分布特性，并且能够考虑轨道的大气阻力、地球扁率、太阳辐射、三体引力、太阳光压等保守或非保守摄动，实现高精度的摄动轨道偏差演化分析。

5.12.1.1 功能位置

本功能入口在“卫星-属性”-“轨道预报器”下拉菜单“偏差分析”中。

5.12.1.2 界面介绍

本功能界面包括飞行序列、序列属性设置两个区域，如图 5-163 所示。

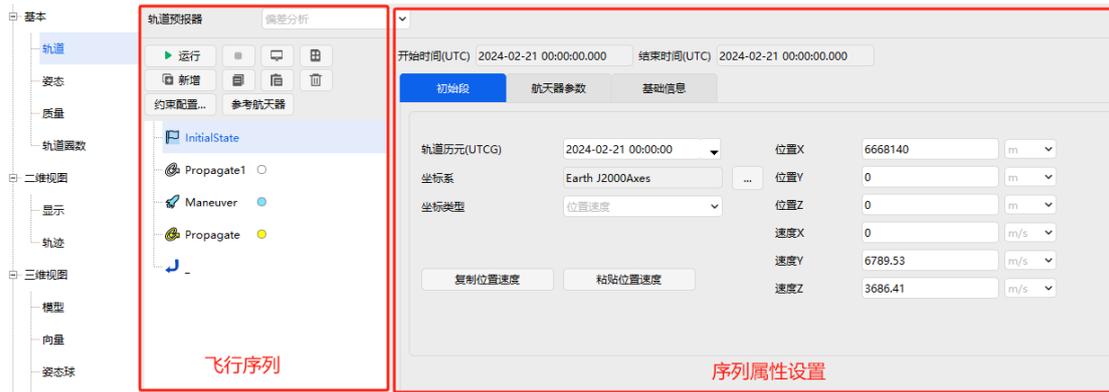


图 5-163 偏差分析功能区域

5.12.2 使用方法

创建场景后，在场景中添加一颗卫星，在卫星基本属性-轨道中选择“偏差分析”。如图 5-164 所示。

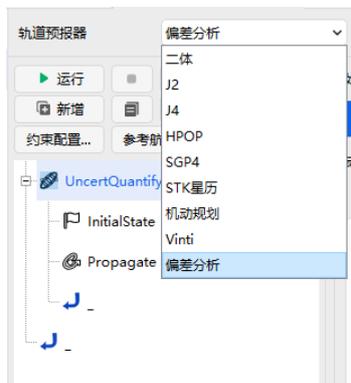


图 5-164 偏差分析功能

点击下方的“新增”，在序列中增加“初始段”和“预报段”，如图 5-165 所示。

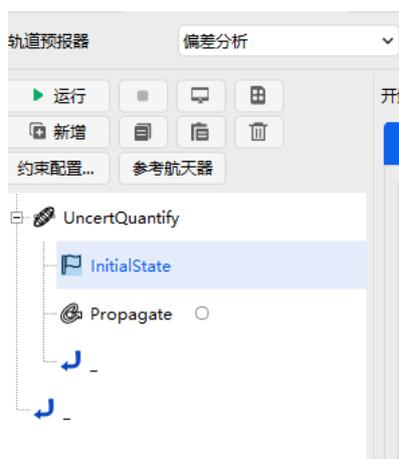


图 5-165 序列图示

初始段设置如图 5-166 所示，并复选位置速度。

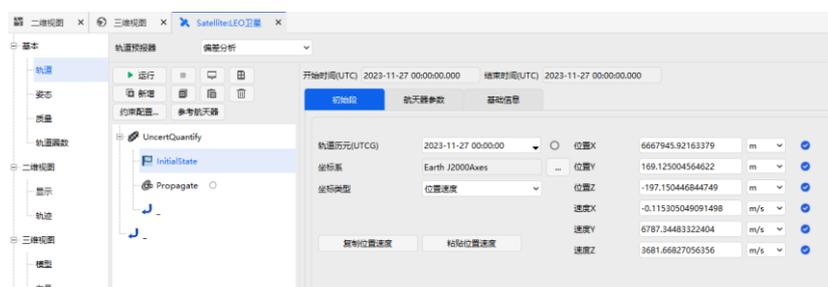


图 5-166 初始段设置

在预报段中新建停止条件，添加“CasStopDuration”。触发值填写 86400，误差值填写 0.0001。如图 5-167、图 5-168 所示。

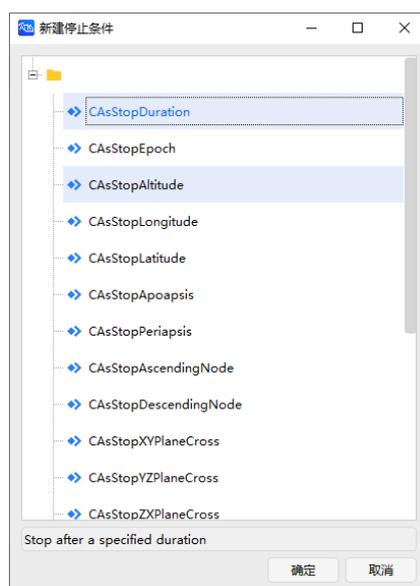


图 5-167 新建停止条件

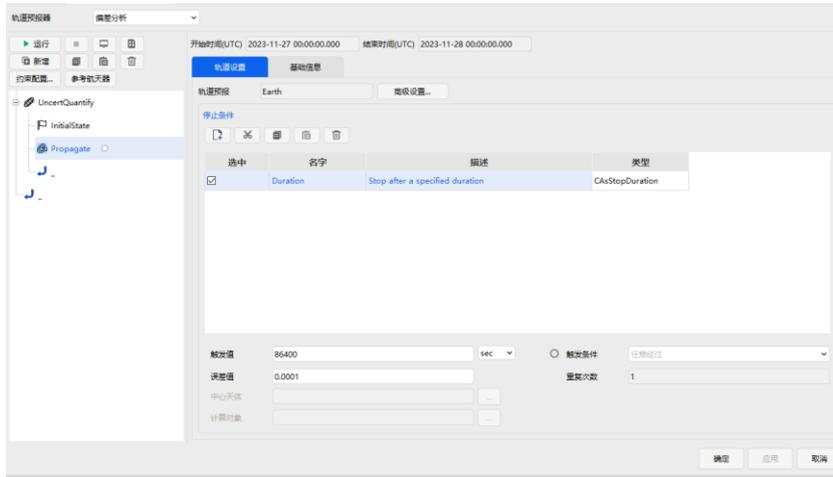


图 5-168 停止条件设置

选择序列顶端，在“配置”中添加“无迹变换”、“多项式混沌”、“高斯和无迹变换”、“蒙特卡洛”。如图 5-169 所示。四个配置项详细设置如图 5-170~图 5-173 所示。

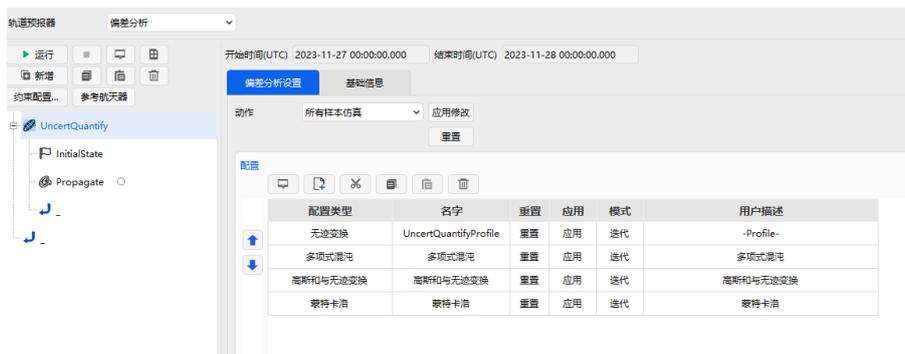


图 5-169 偏差分析设置窗口

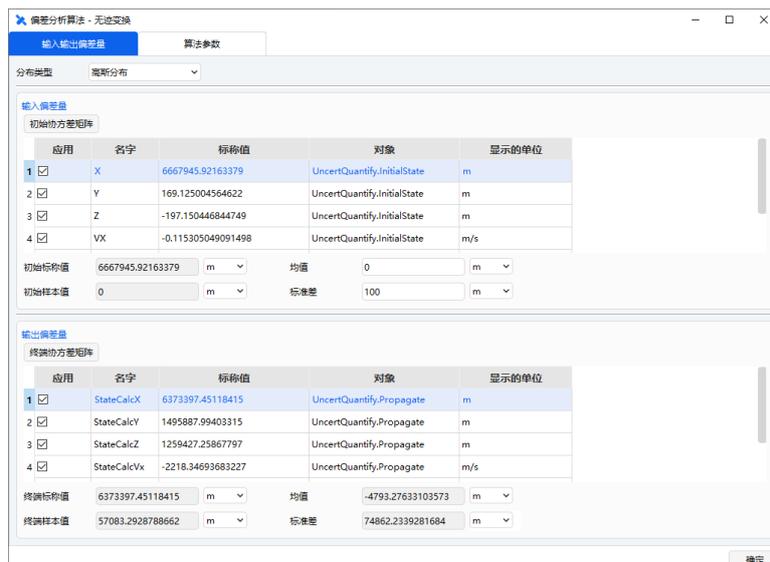


图 5-170 无迹变换设置

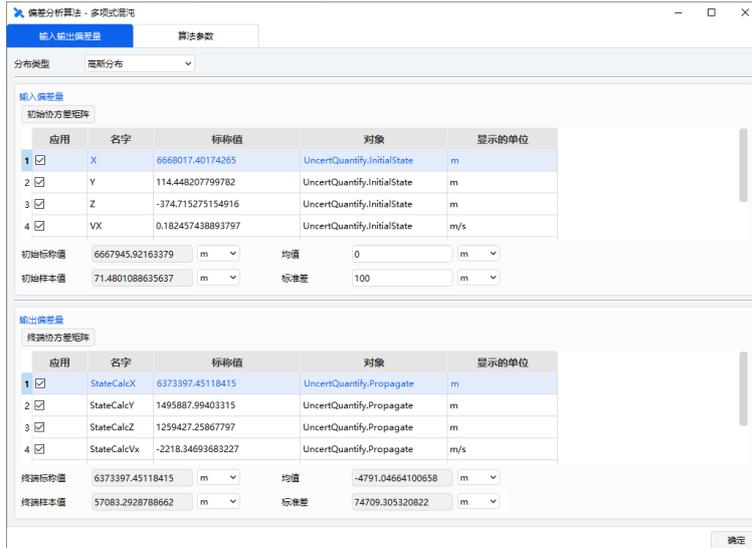


图 5-171 多项式混沌设置

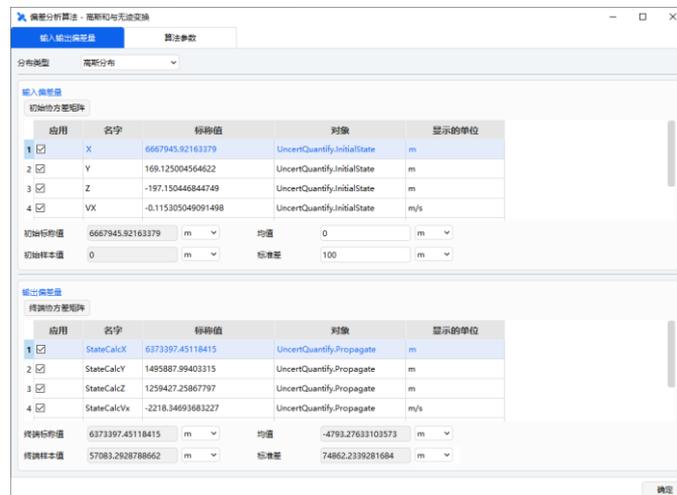


图 5-172 高斯和无迹变换设置

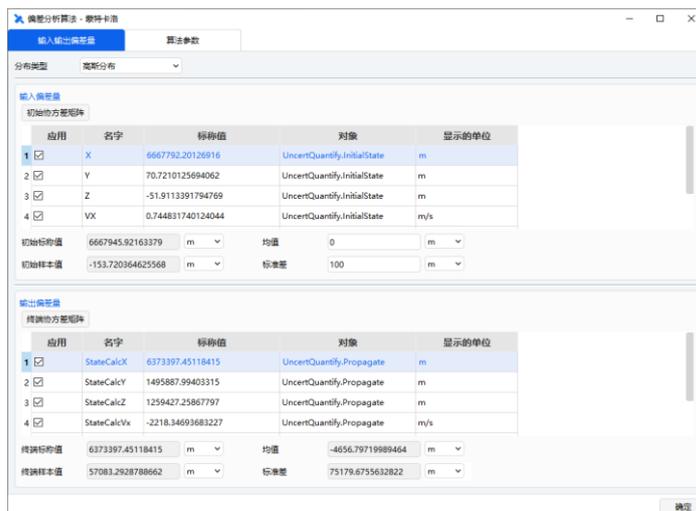


图 5-173 蒙特卡洛设置

点击“运行 ”，出现如图 5-174 所示窗口进行拟合运算，运算结束

后，在场景中卫星展示如图 5-175 所示。

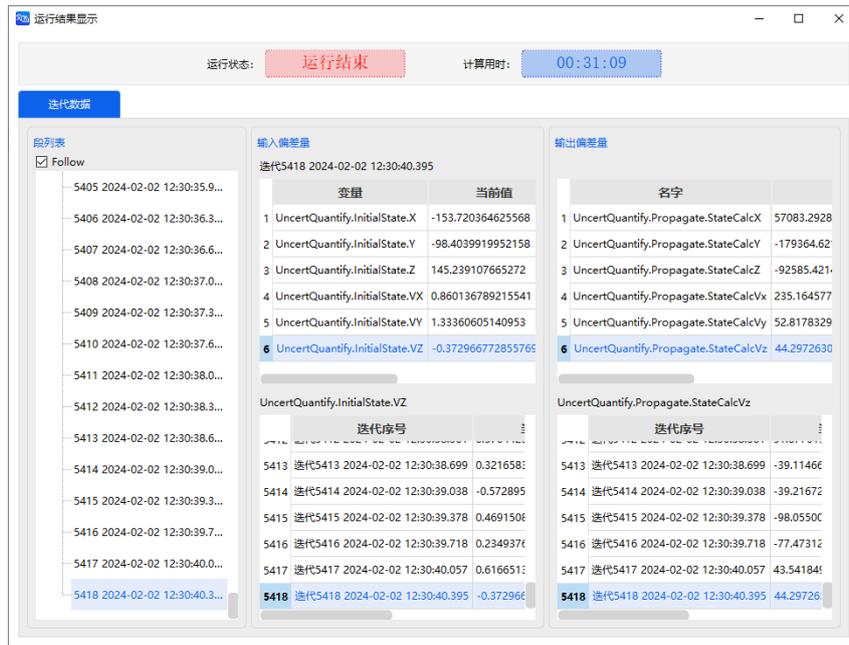


图 5-174 迭代预算及结果显示

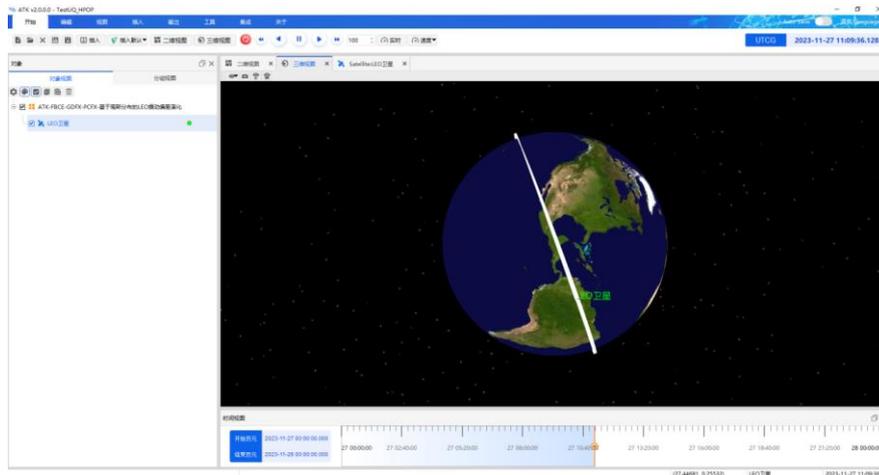


图 5-175 卫星在场景中展示

5.13 RPO 功能模块

5.13.1 功能介绍

ATK 软件针对典型的轨道规划算法进行了封装，按照自然相对轨道、受控相对运动轨道和交会和撤离进行分类管理。预置的 RPO 序列见

表 5-13。

表 5-13 RPO 预置序列

相对运动	预置 RPO 段
受控相对运动	圆形受控绕飞段
	直线逼近段
	单次跳跃段
	定点保持段
	水滴绕飞段
	太阳同步绕飞段
自然相对运行	自然绕飞段
交会和撤离	GEO 轨道交会段
	GEO 轨道漂移交会段
	GEO 轨道撤离段

5.13.1.1 功能位置

本功能入口在“卫星-属性” - “轨道预报器” 下拉菜单“机动规划”中。如图 5-176 所示。

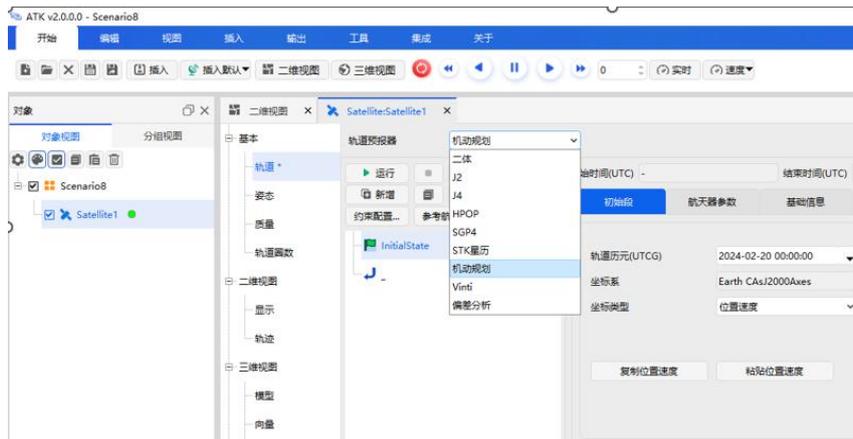


图 5-176 机动规划功能

5.13.1.2 界面介绍

本功能界面包括预置飞行序列区、轨道预报及参考航天器设置区、内置飞行序列区、通用选项设置四个区域，如图 5-177 所示。



图 5-177 RPO 功能区域

5.13.2 使用方法

创建场景后，插入一颗默认的卫星，命名为 Target。复制第一颗卫星，插入第二颗卫星命名为 Chase。

在 Chase 的轨道预报器中，选择“机动规划”。

新增 InitialState，初始条件设置如图 5-178 所示。



图 5-178 初始状态设置

“新增” - “插入 RPO 段”，选择“受控相对运动-水滴段绕飞”。在 RPOtearDrop 属性设置中，“参考航天器”选择“Target”，飞行序列如图 5-179 所示。点击“运行”，计算结束后运行场景，如图 5-180 所示。



图 5-179 RPOtearDrop 设置

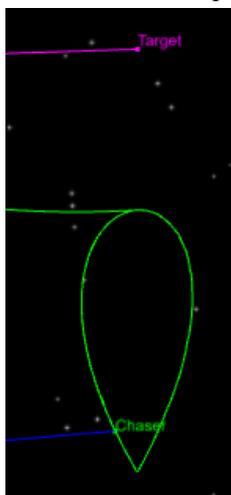


图 5-180 绕飞轨道

5.14 机动分析功能模块

5.14.1 功能介绍

本功能模块对卫星的机动飞行和相对飞行位置进行分析。

5.14.1.1 功能位置

该功能位于 ATK 工具栏中，具体打开位置如图 5-181 所示。



图 5-181 工具栏中“机动分析”功能

5.14.1.2 界面介绍

本功能模块分为两个部分：机动检测和机动可达域。界面上部为参数设置区域，下半部分为分析计算结果展示区域。如图 5-182、图 5-183 所示。

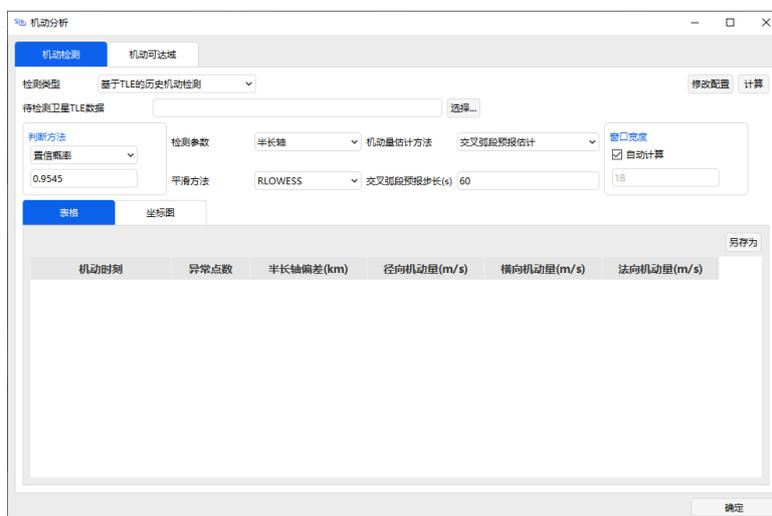


图 5-182 机动检测功能页

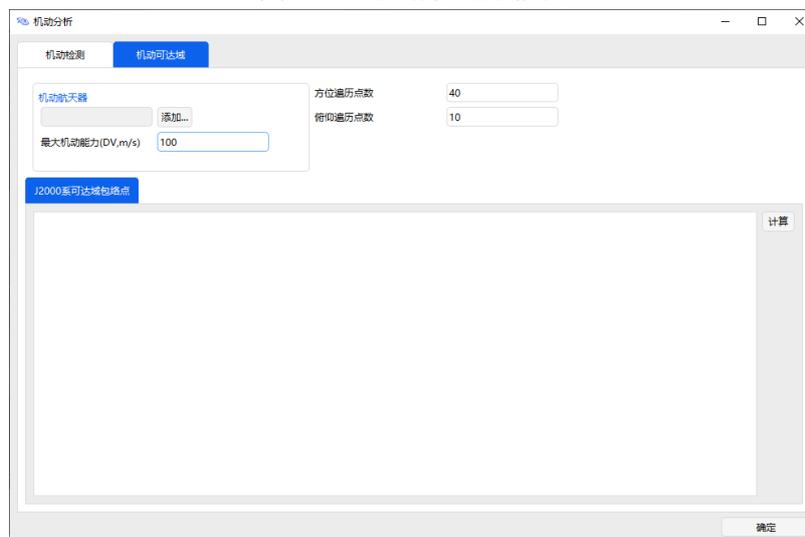


图 5-183 机动可达域页

5.14.2 使用方法

5.14.2.1 创建场景

首先在“开始”中点击“新建”，创建场景，如图 5-184 所示。

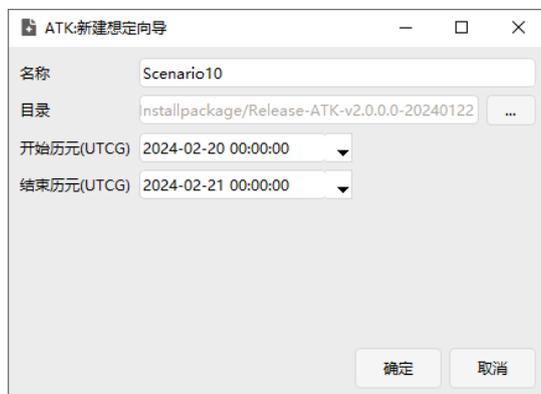


图 5-184 创建场景

5.14.2.2 添加一颗默认的卫星

在场景中以默认方式添加一颗卫星，如图 5-185 所示。



图 5-185 创建卫星

5.14.2.3 机动检测

(1) 基于 TLE 的历史机动检测

检测类型选择“基于 TLE 的历史机动检测”。在“待检测卫星 TLE 数据”栏目中选择准备的 TLE 文件，如图 5-186 所示。其他配置数据选择默认，点击“计算 ”，在数据输出展示区显示计算结果。

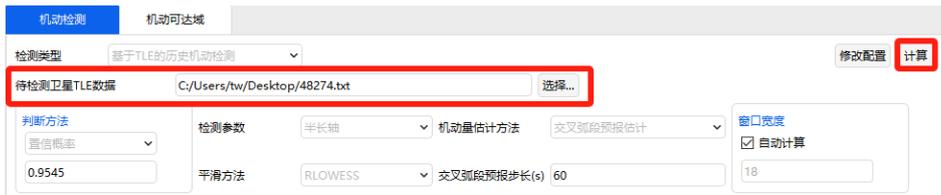


图 5-186 基于 TLE 的历史机动检测参数设置

(2) 基于定轨数据的机动检测

检测类型选择“基于定轨数据的机动检测”。预报模型分为：Vinti、二体、J2 Mean。本次计算选择 Vinti，其余参数使用默认参数，如图 5-188 所示。点击“计算 **计算**”，在数据输出展示区显示计算结果，如图 5-188、图 5-189 所示。

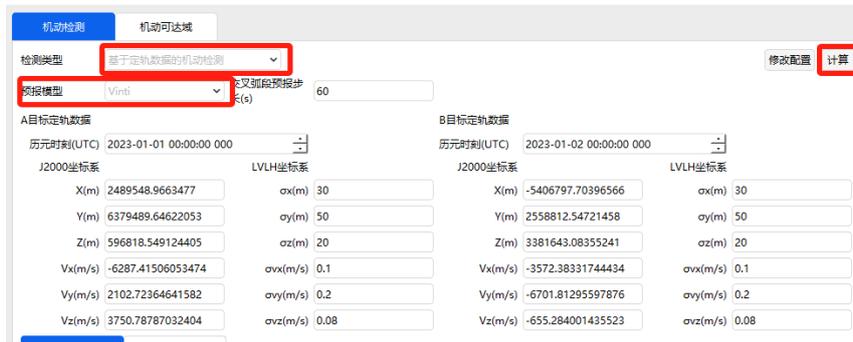


图 5-187 基于定轨数据的机动检测参数设置



图 5-188 基于定轨数据的机动检测数据计算结果

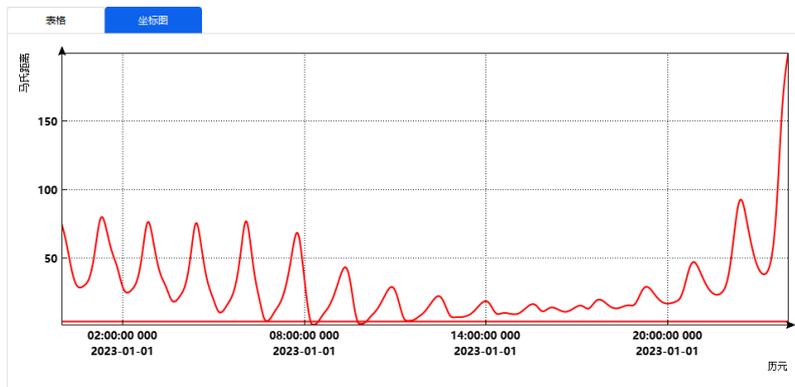


图 5-189 基于定轨数据的机动检测图形计算结果

5.14.2.4 机动可达域计算

在本页面，点击“机动航天器-添加”，会出现“机动航天器”页面，如图 5-190 所示。

选择在场景中的 Satellite1，点击“确定”。点击“计算”，在数据显示区展示计算结果，如图 5-191 所示。

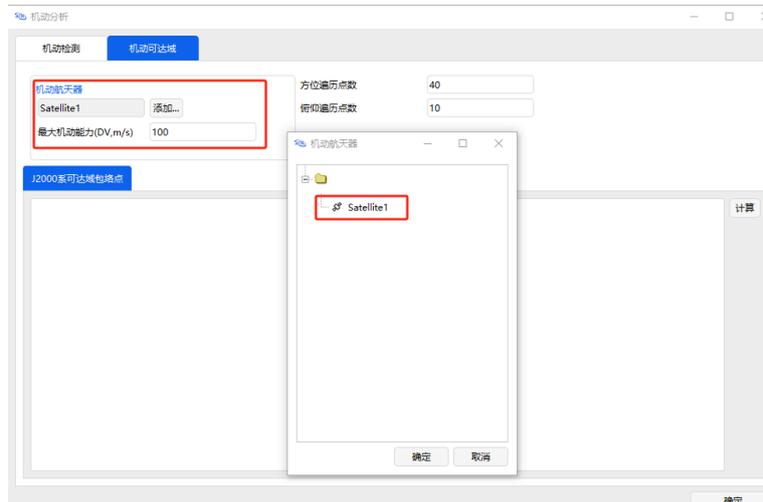


图 5-190 机动可达域参数设置

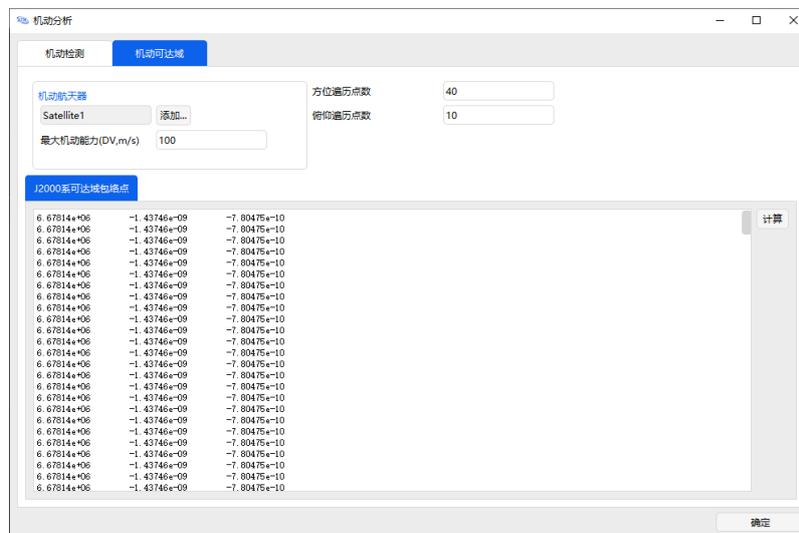


图 5-191 机动可达域计算结果

5.15 再入回收分析模块

5.15.1 功能介绍

本功能模块对返回式卫星、载人飞船等航天器的再入和伞降回收阶段进行飞行动力学仿真分析。

5.15.1.1 功能位置

该功能位于 ATK 工具栏目中，具体打开位置如图 5-192 所示。



图 5-192 工具栏中“再入回收”功能

5.15.1.2 界面介绍

本模块分为三部分功能：再入阶段飞行仿真、伞降回收阶段飞行仿真、再入回收一体化飞行仿真，仿真主界面如图 5-193 所示。

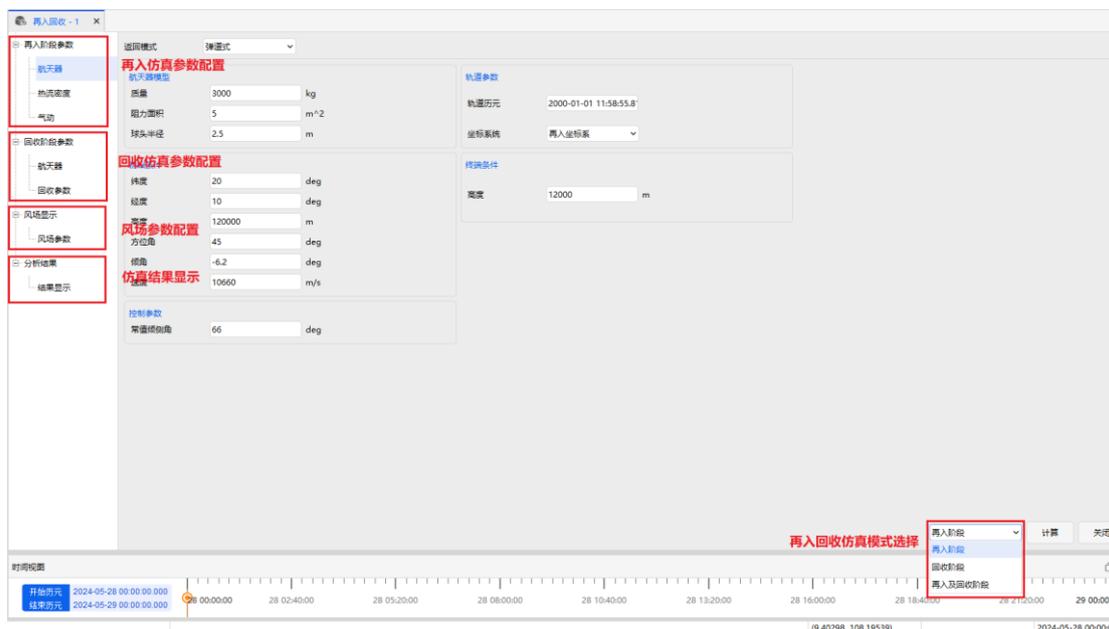


图 5-193 再入回收功能仿真主界面

5.15.2 使用方法

5.15.2.1 再入阶段飞行仿真

1. 初始参数设置

配置再入飞行仿真的初始参数，包括：航天器模型参数、再入初始条件、再入倾侧角设置、仿真结束高度设置等，如图 5-194 所示。

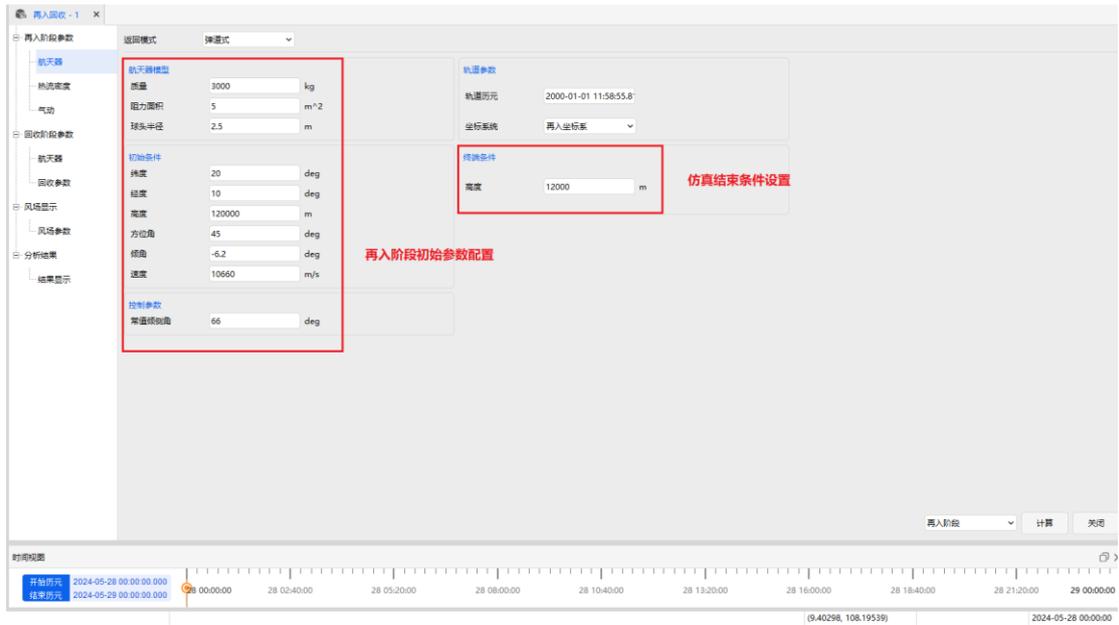


图 5-194 再入阶段飞行仿真功能参数配置界面

2. 热流参数设置

配置再入飞行仿真时的热流计算参数,包括:热流密度经验指数和经验系数。如图 5-195 所示。

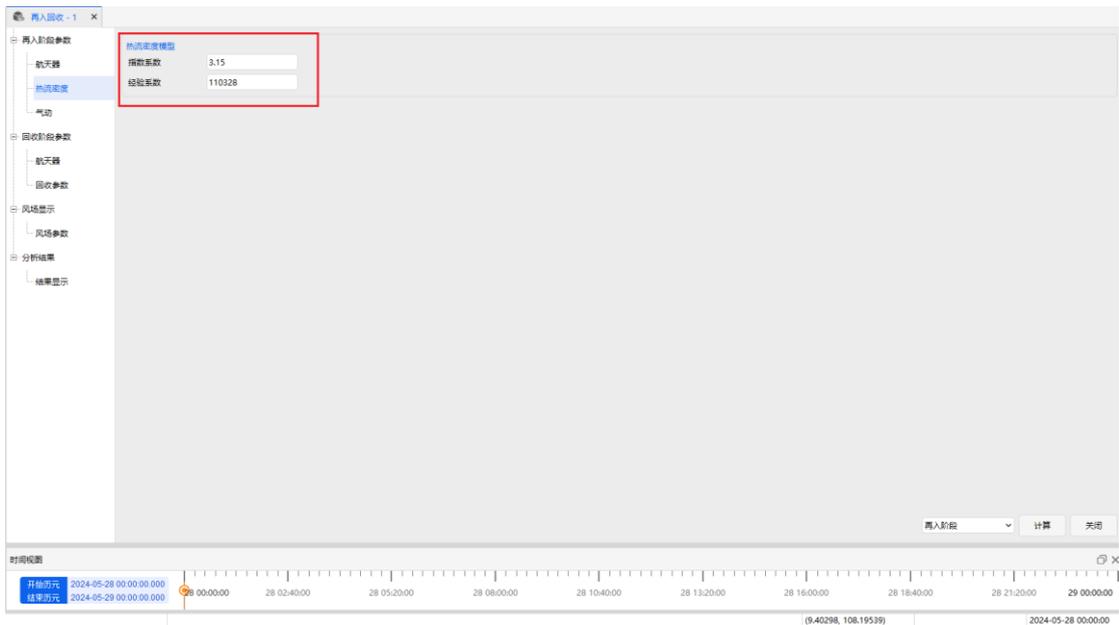


图 5-195 再入阶段热流密度计算模型参数配置界面

3. 气动参数设置

配置航天器的气动参数,包括常值气动和插值气动两种模式。常值气动配置时将再入飞行过程中航天器的阻力系数和升力系数设置为常值,如图 5-196 所示。



图 5-196 再入阶段飞行仿真常值气动参数配置界面

插值气动配置时将再入飞行过程中航天器的阻力系数和升力系数配置为可插值的数据表,如图 5-197 所示,可通过界面对气动数据表进行添加和删除操作,以适应不同气动参数的航天器再入仿真。

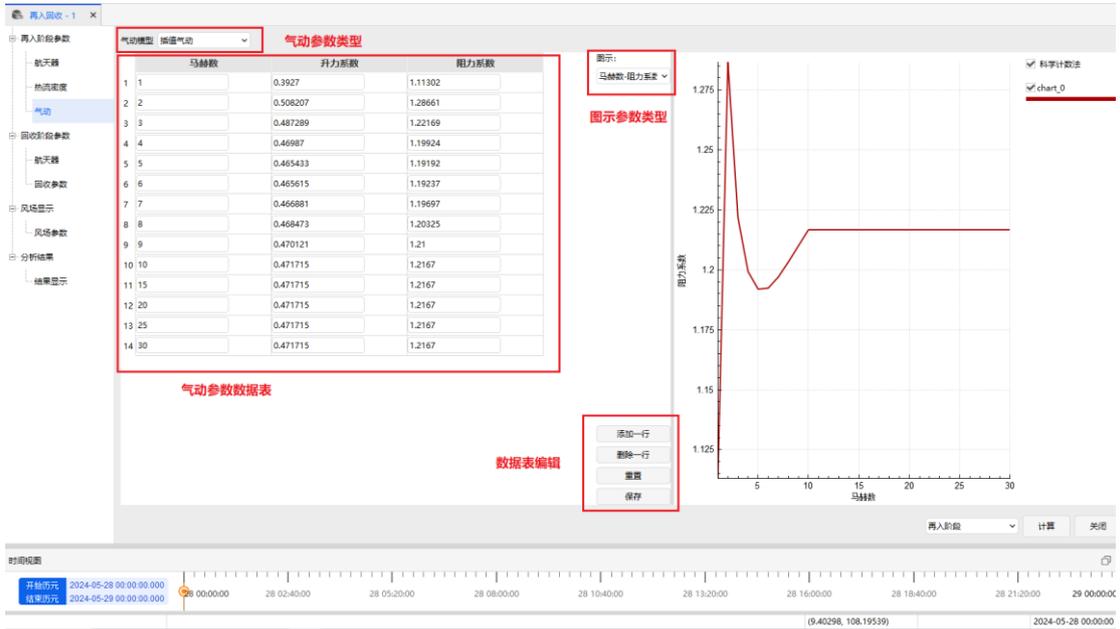


图 5-197 再入阶段飞行仿真插值气动参数配置界面

4. 风场参数设置

再入飞行仿真可考虑风场的影响,风场可以通过直接替换配置风场文件的形式添加,也可通过界面配置风场数据表,如

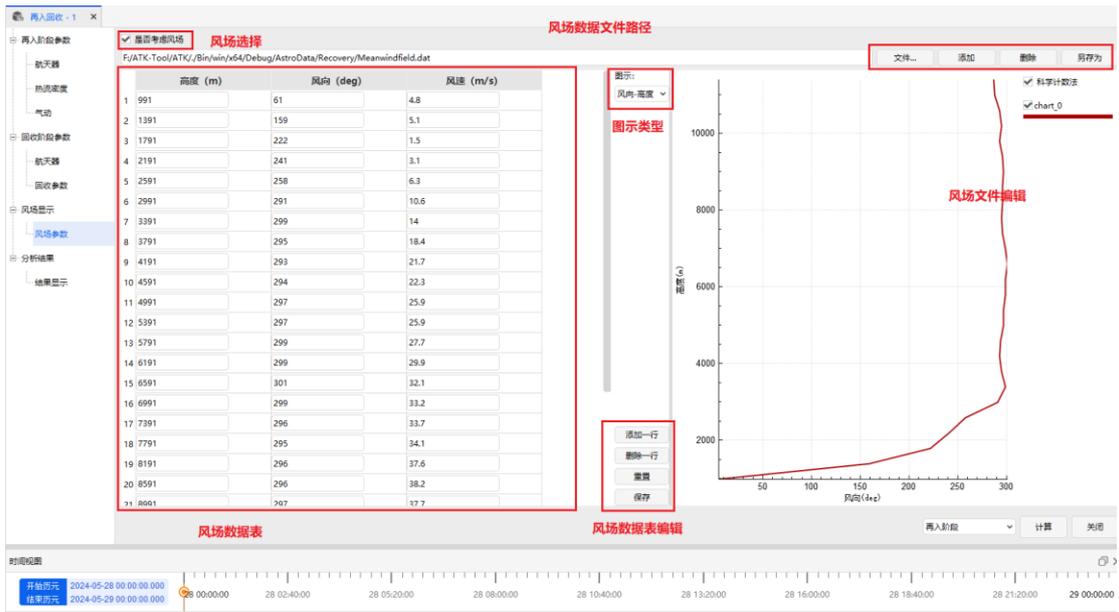


图 5-198 所示。

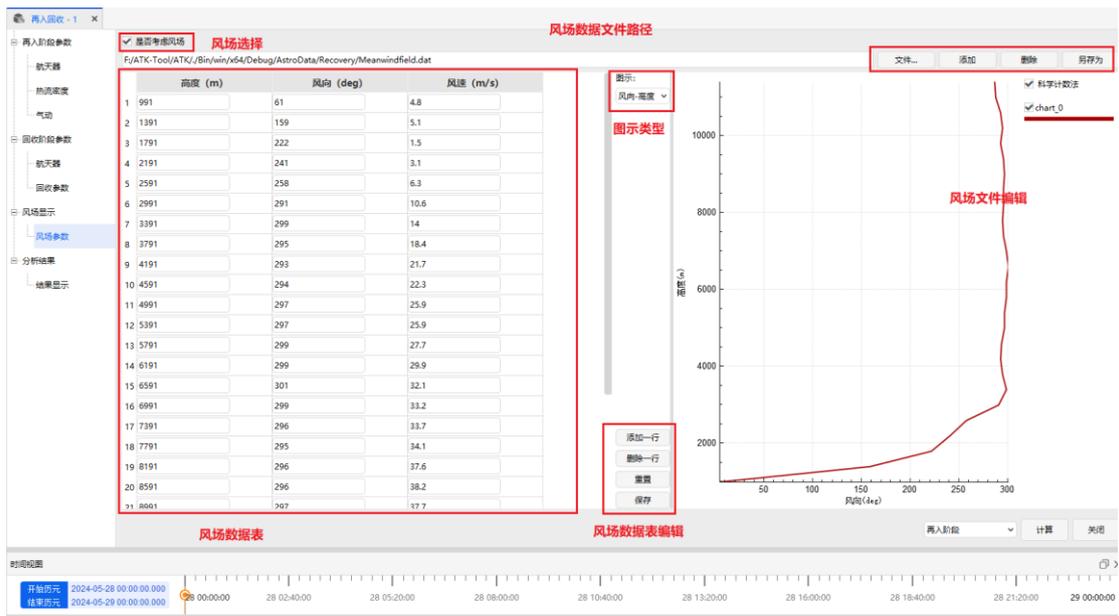


图 5-198 风场参数配置界面

5. 再入仿真模式设置

再入阶段飞行仿真参数配置完毕后，选择界面右下角的再入阶段，点击“计算”按钮，如图 5-199 即可完成再入飞行阶段的仿真。

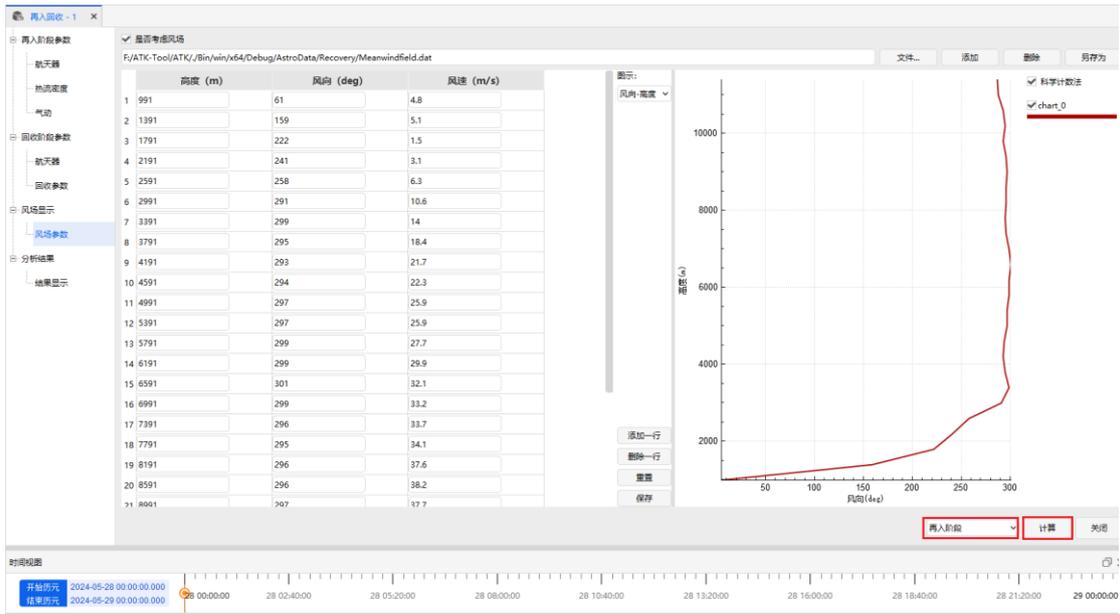


图 5-199 再入阶段飞行仿真模式选择

6. 再入仿真结果显示

再入飞行计算结果可以通过选择下拉框显示不同参数，可选择显示仿真终点航天器的位置信息，如图 5-200 所示。

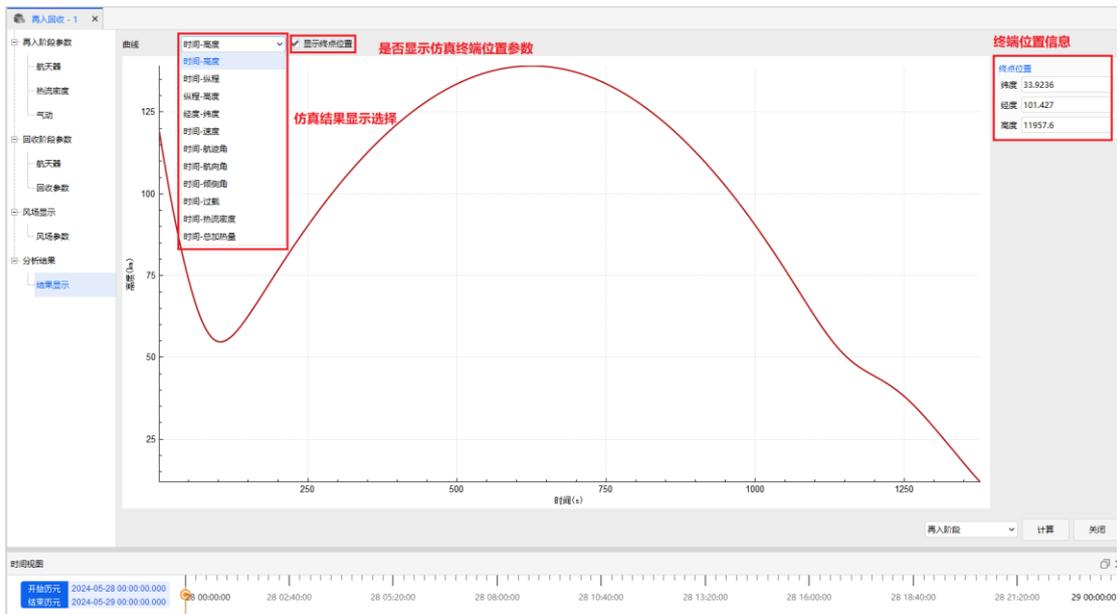


图 5-200 再入阶段飞行仿真结果显示

5.15.2.2 回收阶段飞行仿真

1. 初始参数设置

配置回收飞行仿真的初始参数，包括：航天器模型参数、回收初始条件、仿真结束高度设置等，如图 5-201 所示。



图 5-201 回收阶段初始参数配置

2. 回收参数设置

配置伞降回收阶段的降落伞开伞时序、降落伞阻力特征面积、开伞控制参数等，如图 5-202 所示。



图 5-202 回收阶段降落伞参数配置

3. 风场参数设置

参考再入阶段飞行仿真风场参数配置，如图 5-198 所示。

4. 回收仿真模式设置

如图 5-203 所示。

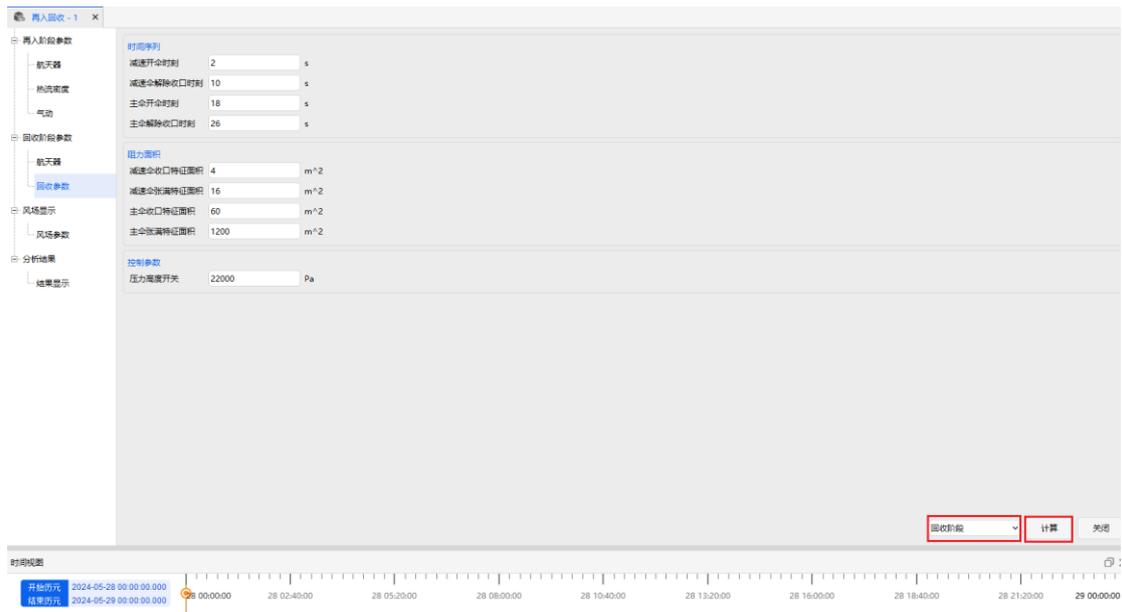


图 5-203 回收阶段仿真模式选择

5. 回收仿真结果显示

如图 5-204 所示。

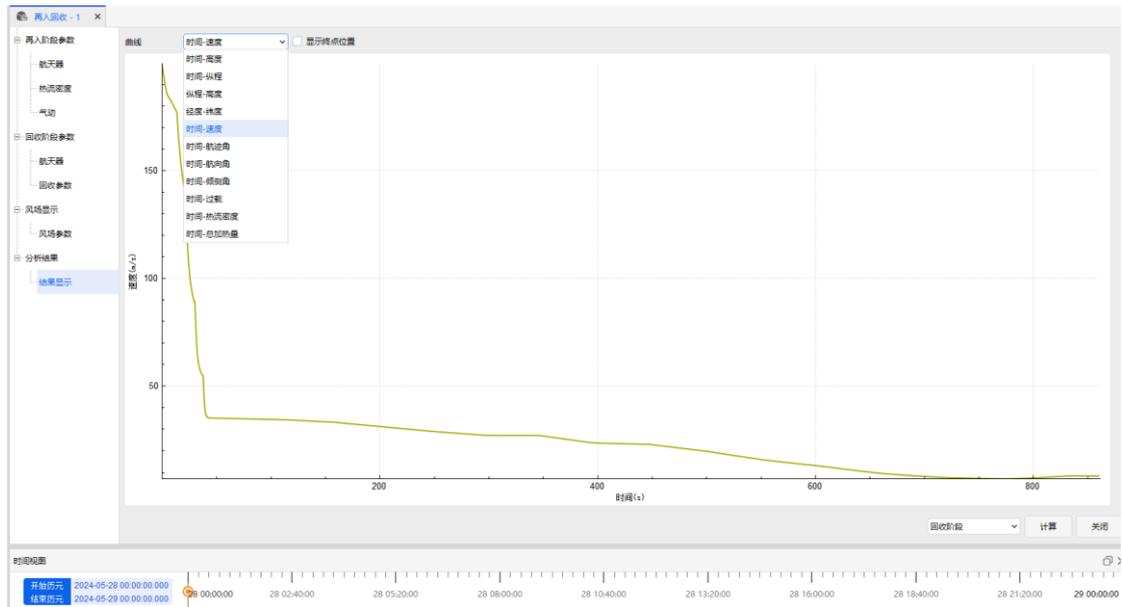


图 5-204 回收阶段仿真结果显示

5.15.2.3 再入回收飞行仿真

1. 初始参数设置

如图 5-194 所示。

2. 回收参数设置

如图 5-202 所示。本阶段只配置降落伞相关参数，回收的初始条件是再入的终端条件。

3. 风场参数设置

如图 5-198 所示。

4. 再入回收仿真模式设置

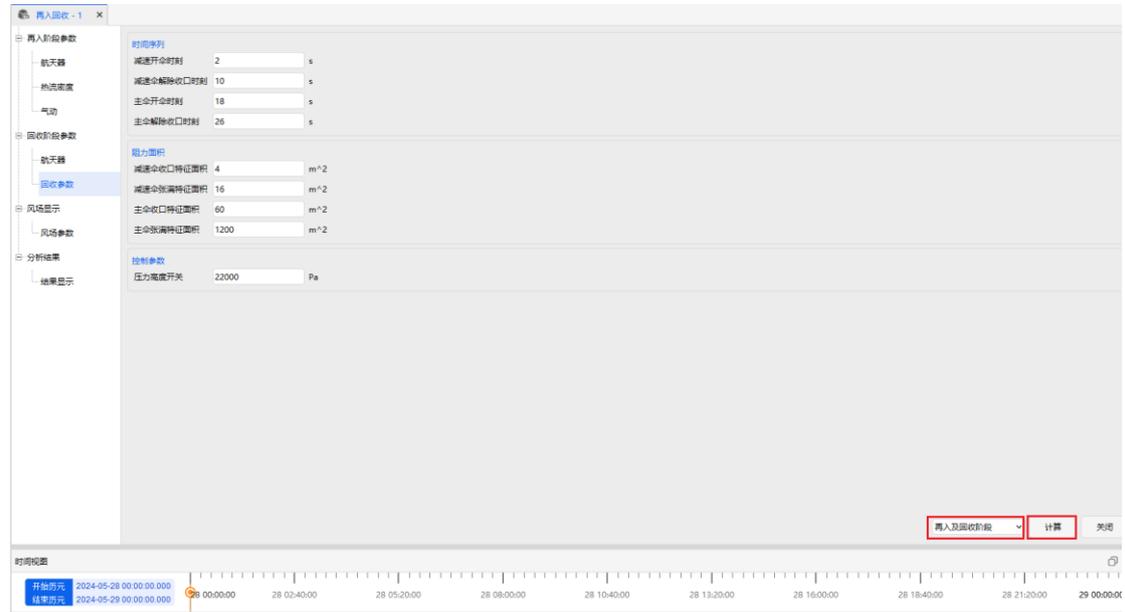


图 5-205 再入及回收阶段仿真模式选择

5. 再入回收仿真结果显示

如图 5-206 所示。

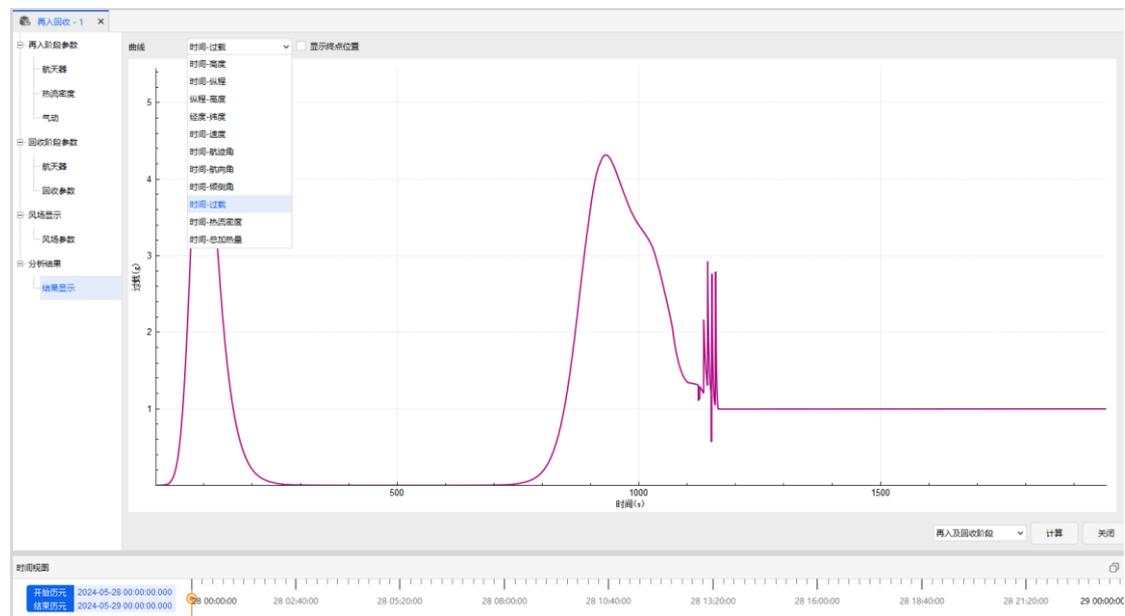


图 5-206 再入及回收阶段仿真结果显示

6 ATK 发布说明

6.1 重要声明

6.1.1 权利声明

本声明涉及由 ATK 开发组开发的所有软件“ATK, Aerospace Tool Kit”。本软件的一切版权等知识产权, 以及与软件相关的所有信息内容, 包括但不限于: 文字表述及其组合、图标、图饰、图表、色彩、界面设计、版面框架、有关数据、印刷材料、或电子文档等均为国防科技大学所有, 受著作权法和国际著作权条约以及其他知识产权法律法规的保护。

6.1.2 技术声明

6.1.2.1 Windows 平台兼容性

ATK V2.0 支持 Windows7/8/x/10/11 平台的使用。

6.1.2.2 开发环境信息

ATK V2.0 基于 Visual Studio 2015 开发。

6.1.2.3 软件授权信息

ATK V2.0 的安装及使用需要许可证文件。用户向 ATK 开发组提交计算机 ID 后, 将获得序列号授权使用软件。

6.1.3 使用条款

6.1.3.1 接受条款

用户在使用 ATK 和任何相关服务时, 需遵守以下使用条款。ATK 保留随时更新使用条款的权利, 恕不另行通知。

6.1.3.2 服务说明

通过 ATK 软件和相关服务, ATK 让用户能够获取各种资源, 包括下载、授权、文档、视频、开发人员工具、和产品信息等(以下统称为“服务”)。服务(包括任何更新、增强、新功能和/或增加任何新 Web 资产)都须受使用条款约束。

6.1.3.3 个人和非商业用途限制

除非另有说明, 服务只适用于个人与非商业用途。未经 ATK 事先书面许可, 对于从服务取得的任何信息、软件、产品或服务, 用户不得对其修改、复制、分发、传送、公开展示、执行、复制、公布、许可、转让、销售或基于以上内容创建衍生作品(除非用于个人非商业用途)。

6.1.3.4 隐私与个人信息保护

为保护用户权益和隐私, 本软件不含有任何旨在破坏用户计算机数据和获取用户隐私信息的恶意代码, 不含有任何跟踪、监视用户计算机和或操作行为的功

能代码，不会监控用户网上、网下的行为或泄漏用户隐私。

6.1.3.5 有关 ATK 提供的软件的声明

从 ATK 下载使用的任何软件均是 ATK 和/或其供应商的版权作品。软件的使用受软件使用条款或软件使用协议的约束。如果最终用户没有事先同意许可协议条款，则最终用户将无法安装或包含许可协议的任何软件。某些第三方无权向用户授予许可。

本软件保留为用户提供软件的修改、升级的权利。

用户无权实施包括但不限于下列行为：

- (1) 不得删除本软件及其他副本上所有关于版权的信息、内容。
- (2) 不得对本软件进行规避、破坏著作权人为保护本软件著作权而采取的技术措施等。
- (3) 对于本软件相关信息等，未经 ATK 书面同意，用户不得擅自实施包括但不限于下列行为：使用、复制、修改、链接、转载、汇编、发表、出版，建立镜像站点、擅自借助软件发展与之有关的衍生产品、作品、服务等。
- (4) 用户不得利用本软件发表、传送、传播、储存违反国家法律、危害国家安全、祖国统一、社会稳定的内容，或任何不当的、侮辱诽谤的、淫秽的、暴力的及任何违反国家法律法规政策的内容。
- (5) 用户不得利用本软件发表、传送、传播、储存侵害他人知识产权、商业秘密权等合法权利的内容。
- (6) 用户不得利用本软件误导、欺骗他人。
- (7) 用户不得利用本软件传送或散布以其他方式实现传送含有受到知识产权法律保护的图像、相片、软件或其他资料的文件，作为举例（但不限于此），包括版权或商标法（或隐私权或公开权），除非用户拥有或控制着相应的权利或已得到所有必要的认可。
- (8) 用户不得利用本软件使用任何包含有通过侵犯商标、版权、专利、商业秘密或任何一方的其他专有权利的方式利用本“软件”获得的图像或相片的资料或信息。
- (9) 用户不得进行任何危害计算机网络安全的行为，包括但不限于：使用未经许可的数据或进入未经许可的服务器/帐户。未经允许进入公众计算机网络或者他人计算机系统并删除、修改、增加存储信息。未经许可，企图探查、扫描、测试本软件系统或网络的弱点或其它实施破坏网络安全的行为。企图干涉、破坏本软件系统或网站的正常运行，故意传播恶意程序或病毒以及其他破坏干扰正常网络信息服务的行为。伪造 TCP/IP 数据包名称或部分名称。

6.1.3.6 有关 ATK 提供的文档的声明

某些文档可能受独立于本使用条款的明确许可条款的约束。如果条款间存在冲突，应以明确的许可条款为准。如果：

(1) 所有副本包含以下版权声明，而且同时包含版权声明和该许可声明。

(2) 此类服务文档的使用仅限于获得信息以及非商业或个人用途，同时不会在任何网络计算机上复制或公布，或者通过任何介质传播。

(3) 没有对任何文档做出修改，则授予对服务文档（比如白皮书、新闻稿、数据表和常见问题解答）的使用许可。经认可的教育机构和科研院所，可以下载和复制文档，并在课堂上分发。如需在课堂之外分发文档，必须获得明确的书面许可。将文档用于任何其他目的是法律明确禁止的，并可能导致严重的民事和刑事处罚。违约者将受到最大可能的起诉。

6.1.3.7 服务的免责声明和责任限制

(1) 免责声明

对于因 ATK 提供的服务（包括使用或执行服务提供的信息）引起的或与其相关的使用中断、数据或利润损失，无论是由合同行为、过失或其他侵权行为导致，ATK 和/或其供应商对由此造成的任何特别的、间接的、后果性损害或任何其他损害概不负责。

本服务发布的文档和相关图形可能会有技术错误或排印错误。此处会定期添加变更信息。ATK 和/或其供应商可能会随时对此处所述的产品和/或程序进行改进和/或更改。

对于因使用或执行服务、软件、文档、提供或未能提供服务，或者服务提供的信息引起的或与其相关的使用中断、数据或利润损失，无论是由合同行为、过失或其他侵权行为导致，ATK 和/或其供应商对由此造成的任何特别的、间接的、后果性损害或任何其他损害概不负责。

(2) 责任限制

使用 ATK 必须遵守国家有关法律和政策，维护国家利益，保护国家安全，并遵守本使用条款。对于用户违法或违反本使用条款的使用而引起的一切责任，由用户负全部责任，一概与 ATK 及合作单位无关。导致 ATK 及合作单位损失的，ATK 及合作单位有权要求用户赔偿，并有权立即停止向其提供服务，保留相关记录，保留配合司法机关追究法律责任的权利。

ATK 保留在任何时候根据适用法律、法规、法律程序或政府要求的需要而披露任何信息，或 ATK 自主决定全部或部分地编辑、拒绝张贴或删除任何信息或资料的权利。

ATK 保留在任何时候通过为用户提供软件替换、修改、升级版本的权利。同时为提高用户体验，ATK 有权将其他相关功能产品绑定在 ATK 上供用户下载和安全的权利。

本软件可能使用的第三方软件或技术，是受到合法授权的。因第三方软件或技术引发的任何纠纷，由该第三方负责解决，ATK不承担任何责任。ATK不对第三方软件或技术提供客服支持，若用户需要获取支持，请与该软件或技术提供商联系。