

doi: 10.7690/bgzdh.2022.03.009

火箭摄像装置视场有效性仿真分析方法

陶久亮, 于一帆, 王海滨

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 为满足运载火箭测量系统对火箭各段分离进行可视化拍摄的需求, 提出一种运载火箭摄像装置视场有效性仿真分析方法。以某型运载火箭发射任务为背景, 针对不同的发射窗口, 对火箭飞行全过程中摄像装置视场出现太阳的时段进行统计, 并对摄像装置的拍摄任务开展摄像装置视场有效性分析。结果表明: 该方法可以为发射窗口的制定提供依据, 在不影响发射任务的前提下最大程度地保障摄像装置的视场有效性, 具有较强的工程应用价值。

关键词: 运载火箭; 摄像装置; 视场有效性分析

中图分类号: TP391.9 **文献标志码:** A

Simulation Analysis Method for View Field Effectiveness of Rocket Camera

Tao Jiuliang, Yu Yifan, Wang Haibin

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

Abstract: In order to meet the requirements of the launch vehicle measurement system to visually shoot the separation of the rocket segments, this paper presents a simulation method for the effectiveness of the view field of the camera device on launch vehicle. Based on the launch mission of a certain type of launch vehicle, this study counts the period of time when the sun appears in the view field of the camera during the entire rocket flight for different launch windows, and analyzes the effectiveness of the view field of camera for the shooting task. Utilization of this simulation analysis method can provide a basis for the launch window decision, and guarantee the effectiveness of the view field of the camera device to the greatest extent without affecting the launch mission. This method has strong engineering application value.

Keywords: launch vehicle; camera device; view field effectiveness analysis

0 引言

运载火箭部段分离一直是火箭飞行过程中的关键环节, 需要测量系统进行重点监控, 以便积累飞行经验和辅助故障归零工作的开展。用摄像头观测火箭部段分离的过程是测量系统监测分离过程的重要手段, 为了满足运载火箭测量系统对有效载荷分离、整流罩分离、级间分离、助推器分离等进行可视化拍摄的需求, 需要在有效载荷支架、仪器舱等处安装摄像装置。目前我国运载火箭对于部段分离动作拍摄的摄像装置一般为可见光摄像装置, 火箭在飞行过程中可能会导致摄像装置视场正对太阳光照方向, 导致摄像品质下降甚至摄像装置失效。在以往的火箭飞行任务中, 便出现过某安装在外壁的摄像装置受太阳光照影响导致观测失效的案例。

美国 Analytical Graphics 公司的 STK (satellite tool kit) 卫星工具包软件, 是支持航空、航天的仿真分析和可视化软件工具^[1]。STK 软件在国内外航天、航空、航海、遥感、导航和地理信息系统等很多研究领域都得到了广泛应用, 通过提供易于解释和分

析的图表、文本及可视化环境, 可方便地分析复杂情况下的航天任务^[2-3]。采用 STK 软件也可较方便地进行火箭弹道的仿真计算和可视化演示^[4], 同时直观地展示在火箭飞行过程中, 地球、月球、太阳等重要天体与火箭摄像装置视场的关系, 避免复杂的公式计算, 结果演示逼真。

笔者提出一种基于 STK 仿真软件的运载火箭摄像装置视场有效性仿真分析方法, 以某型运载火箭发射任务为背景, 构建包含发射场、火箭、摄像装置和太阳 4 类实体的仿真场景; 针对不同的发射窗口, 对火箭飞行全过程中摄像装置视场出现太阳的时段进行统计, 并对摄像装置的拍摄任务开展摄像装置视场有效性分析。

1 仿真场景设置

运载火箭摄像装置视场有效性仿真过程涉及 3 类仿真实体: 火箭、太阳和摄像装置 (本文中有 3 个摄像装置), 如图 1 所示。为了定义发射坐标系, 仿真场景中还需包含发射场实体对象, 故需添加这

收稿日期: 2021-11-30; 修回日期: 2021-12-28

作者简介: 陶久亮(1986—), 男, 黑龙江人, 硕士, 工程师, 从事飞行器系统性能仿真与评估技术研究。E-mail: taojiuliang1986@163.com。

4 类实体的仿真对象^[5-7]。

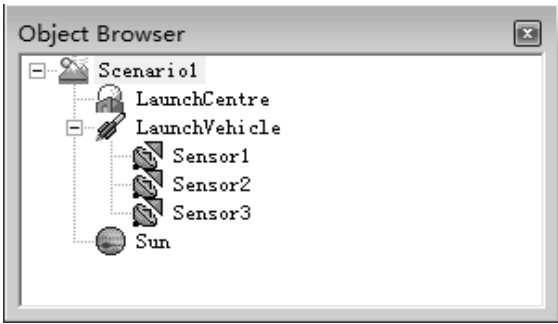


图 1 场景设计

1.1 发射场对象

添加名称为“LaunchCenter”的 Facility 类对象，其位置参数设置如图 2 所示。

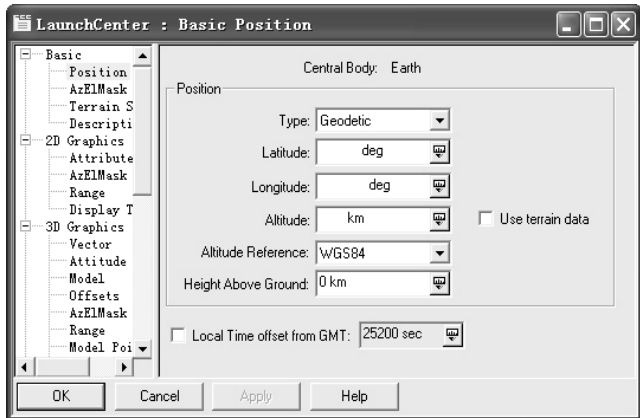


图 2 发射场对象参数设置

1.2 火箭对象

火箭模型以“LaunchVehicle”类创建。采用“StkExternal”外部文件输入的方式设置火箭的飞行弹道及飞行姿态，具体设置方法如下。

1.2.1 发射坐标系

本次试验输入的弹道数据和姿态角数据均在发射坐标系下，而仿真软件中只提供标准的 J2000、Fixed 等地球惯性系或地心固连系，故在试验中需定义发射坐标系^[8]。

发射系坐标原点设置为“LaunchCenter”，坐标轴可由地心固连系“Fixed”的坐标轴通过旋转得到，旋转欧拉角及旋转顺序如图 3 所示。

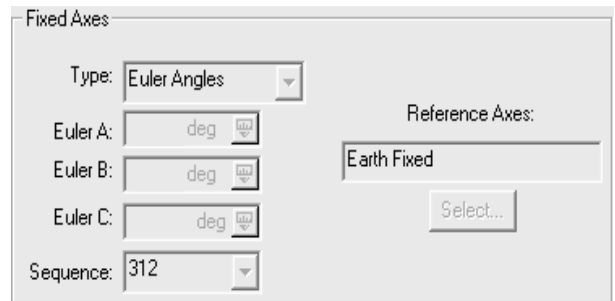


图 3 发射系坐标轴设置

1.2.2 弹道文件

参考弹道文件“*.e”的文件格式，编辑形成火箭的弹道文件，如图 4 所示。

```

stk.v.8.0

BEGIN Ephemeris

NumberOfEphemerisPoints 1200

ScenarioEpoch          XX XX XXXX 00:00:00.00

InterpolationMethod     Lagrange

InterpolationSamplesM1  5

CentralBody             Earth

CoordinateSystem        custom Launch_Inertial_sys Facility/LaunchCenter

EphemerisTimePosVel
0.00000000 0.00000000 0.00000000 0.00000000 0.00000000 0.00000000
0.50000000 0.00900000 0.10000000 0.00500000 0.00040000 1.00000000 0.00010000
.           .           .           .           .           .           .
.           .           .           .           .           .           .
500.000000 XXXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXXX
.           .           .           .           .           .           .
.           .           .           .           .           .           .

END Ephemeris

```

图 4 弹道文件

1.2.3 姿态文件

火箭姿态也直接影响摄像装置的有效性，因此需要设置火箭的飞行姿态。与火箭弹道的输入方式

类似，支持以“*.a”文件的形式从外部导入飞行器的飞行姿态。根据“*.a”文件的格式要求，编辑形成的火箭飞行姿态文件如图 5 所示。

```

stk.v.8.0

BEGIN Attitude

ScenarioEpoch          XX XX XXXX 00:00:00.00
NumberOfAttitudePoints 700
BlockingFactor          20
InterpolationOrder     1
CentralBody            Earth
CoordinateAxes         custom Launch_A0_Axes Facility/LaunchCenter
Sequence               123

AttitudeTimeYPRAngles
0.000 90.000 0.0000 0.0000
1.000 90.000 0.0000 0.0000
.      .      .      .
.      .      .      .
.      .      .      .
500.0 XXXXXX XXXXXX XXXXXX
.      .      .      .
.      .      .      .
.      .      .      .

END Attitude

```

图 5 姿态文件

1.3 摄像装置

以某型运载火箭为例，针对火箭安装的 3 个摄像装置(编号为 1、2 和 4)进行分析，摄像装置 1 和 2 安装在仪器舱外壁，视场朝下，主要用于观测助推器分离过程；摄像装置 4 的镜头轴向与箭体轴线平行，视场朝上，主要用于观测整流罩分离过程。

在仿真软件中以“Sensor”类创建摄像装置对象“Camera_I_II”“Camera_III_IV”及“Camera4”。

1.3.1 视场角及安装方位角

结合摄像装置视场角参数，如图 6 所示，摄像装置镜头轴向与摄像装置的安装面夹角为 α_1 ，摄像装置镜头轴线与仪器舱舱壁夹角为 α_2 ，故摄像装置 1、2 镜头的轴向与舱壁(箭体轴向)夹角为 $(\alpha_1+\alpha_2)$ ，摄像装置视场仰角为 α_3 ，摄像装置视场角为 α_4 。

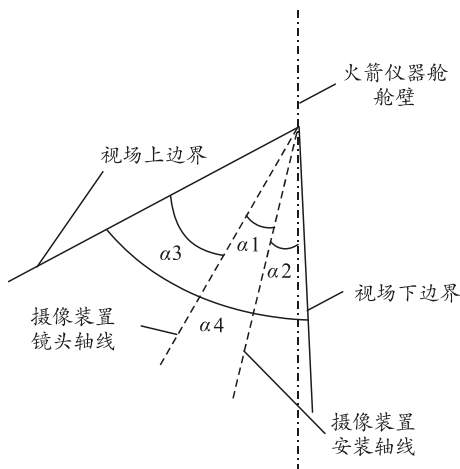


图 6 摄像装置安装示意

以“Rectangular”类型设置摄像装置的视场角，

具体如图 7 所示。摄像装置的安装方向通过摄像装置的体坐标系与箭体的体坐标系之间的欧拉角确定，如图 8 所示。

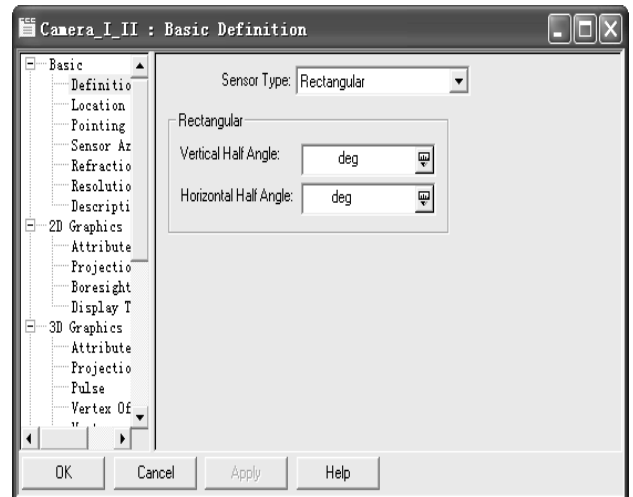


图 7 摄像装置视场角参数配置界面

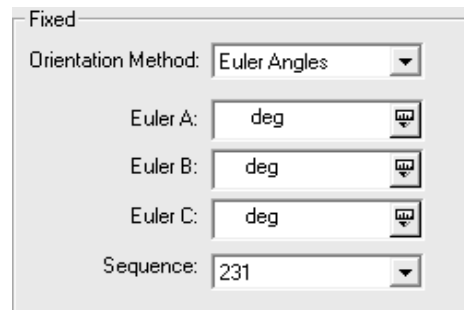


图 8 摄像装置安装角配置界面

1.3.2 安装位置

设置摄像装置在箭体系中(注：仿真中的箭体 3 维模型并未设置箭体质心参数，默认箭体质心位于

火箭顶点)的位置配置界面如图 9 所示。

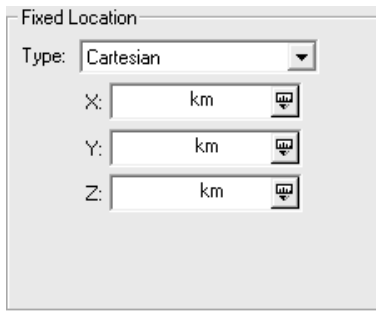


图 9 摄像装置安装位置配置界面

1.3.3 摄像装置视场展示

由此,创建的摄像装置 1、2 对象如图 10 所示。图中,标注“LaunchCenter LaunchFixedAxe”的为定义的发射系坐标轴,矩形框即为两摄像装置的视场。摄像装置 1、2 和 4 的视场图像如图 11、12 所示。

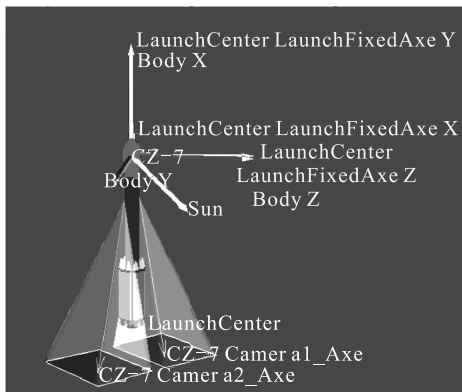


图 10 摄像装置 1、2 示意



图 11 摄像装置 1、2 视场

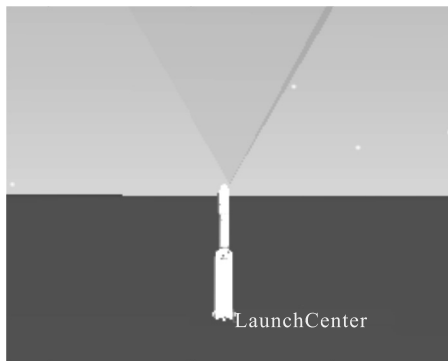


图 12 摄像装置 4 视场

1.4 太阳

为了分析太阳对摄像装置的可见时间,还需在仿真场景中创建太阳对象。如图 13 所示,创建以“Sun”为中心天体的“Planet”对象 Sun。

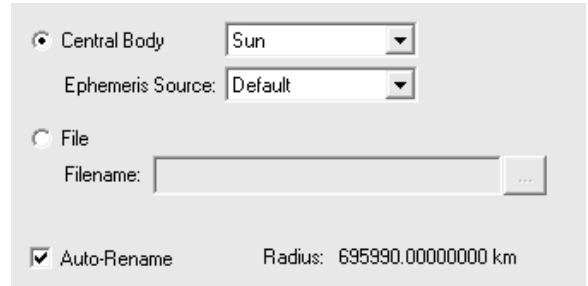


图 13 Sun 对象参数设置

2 仿真试验设计

基于不同的发射时间,火箭的整个飞行过程中太阳光照情况可以分为 5 种:飞行全程都在光照区、飞行全程都在阴影区、飞行前段在光照区、飞行后端在光照区、飞行中段在光照区。图 14 为火箭发射点在阴影区,飞行后段在光照区。

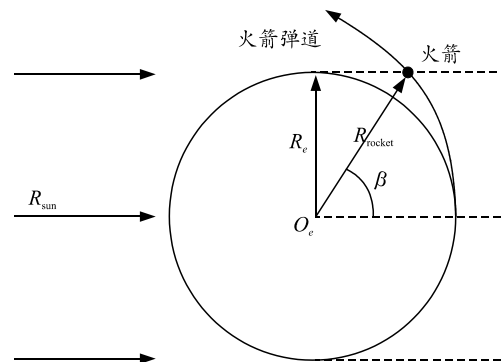


图 14 火箭出地影

选取某日对某型运载火箭飞行过程进行仿真分析,北京时间 6:01:32~19:12:25 时,发射场处于太阳光照区;北京时间 5:28:56~17:58:09 时,入轨点处于光照区。考虑火箭的飞行时间,发射时间处于 5:18:58~6:01:32 时,火箭飞行后半部分处于光照区;发射时间处于 6:01:32~17:48:11 时,火箭飞行全程处于太阳光照区;发射时间处于 17:48:11~19:12:25 时,火箭飞行前半部分处于光照区;发射时间处于 19:12:25 及其之后的一段时间时,火箭因飞行弹道中段仍有一部分高出地平线而受到太阳光照,也即火箭飞行的中段部分处于光照区;而在其他时段发射,火箭将全程处于地影之中,太阳光不会对摄像装置产生影响。

故本次仿真试验设计将针对 5:18:58~19:12:25 这一时间区间进行。试验设计如表 1 所示。

表 1 视场有效性分析仿真试验工况 h:m:s

序号	发射时间段	北京时间	UTC 时间	备注
1		5:18:58	21:18:58	
2	5:18:58~6:01:32	5:28:58	21:28:58	飞行后段在光照区
3		5:38:58	21:38:58	
4		5:48:58	21:48:58	
5		5:58:58	21:58:58	
6		6:01:32	22:01:32	
7		7:01:32	23:01:32	
8		8:01:32	00:01:32	
9		9:01:32	01:01:32	
10		10:01:32	02:01:32	
11	6:01:32~17:48:11	11:01:32	03:01:32	飞行全程都在光照区
12		12:01:32	04:01:32	
13		13:01:32	05:01:32	
14		14:01:32	06:01:32	
15		15:01:32	07:01:32	
16		16:01:32	08:01:32	
17		17:01:32	09:01:32	
18		17:48:11	09:48:11	
19		17:58:11	09:58:11	
20		18:08:11	10:08:11	
21	17:48:11~19:12:25	18:18:11	10:18:11	飞行前段在光照区
22		18:28:11	10:28:11	
23		18:38:11	10:38:11	
24		18:48:11	10:48:11	
25		18:58:11	10:58:11	
26		19:08:11	11:08:11	
27		19:12:11	11:12:11	
28	19:12:25~?	19:22:11	11:22:11	飞行中段在光照区
29		19:32:11	11:32:11	
.....		

为分析火箭摄像装置视场有效性，初步设定仿真试验输出数据如表 2 所示，后续可根据试验具体需求修改输出数据列表。

表 2 试验输出数据

符号	说明
t/s	累计时间，从起飞零点算起的时间
StartTime/s	太阳进入摄像装置时间
StopTime/s	太阳出摄像装置时间
Duration/s	太阳在摄像装置视场内持续时间
Vector_Camera1	摄像装置 1 视场轴线矢量 (J2000)
Vector_Camera2	摄像装置 2 视场轴线矢量 (J2000)
Vector_Camera4	摄像装置 4 视场轴线矢量 (J2000)
Vector_Sun	太阳光矢量 (J2000)

依据上表中的试验设计开展仿真试验，对仿真试验的结果进行分析。

如图 15 所示，为简化分析过程，将“矩形视场”的摄像装置视场等效作“锥形视场”。

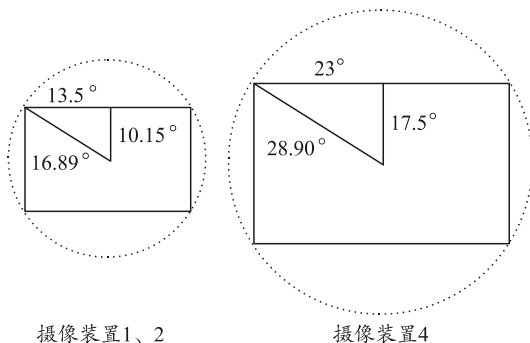
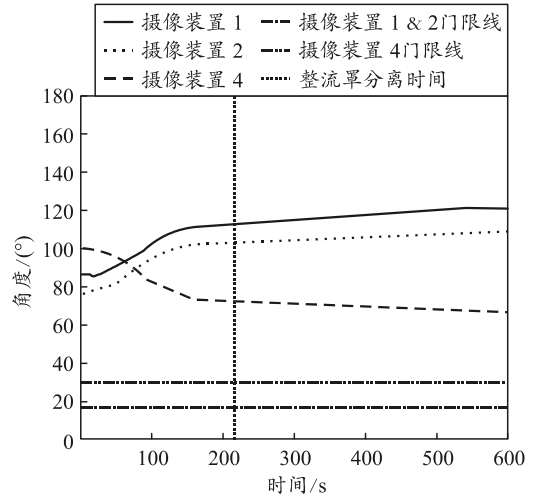


图 15 摄像装置等效视场示意

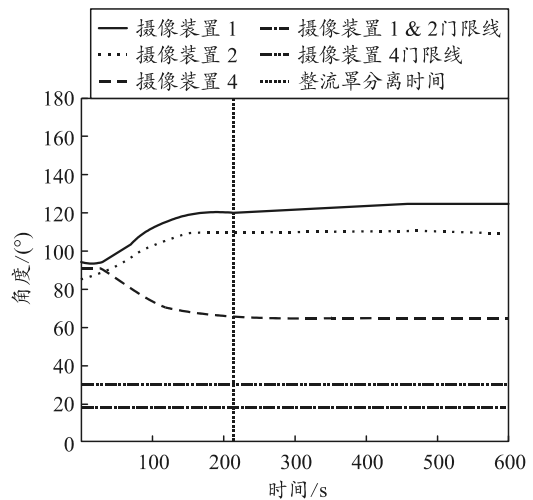
3 仿真试验结果及分析

3.1 火箭飞行后段在光照区

火箭发射时间在北京时间 5:18:58~6:01:32 时，火箭飞行的后段将处于光照区，此时，摄像装置 1、2、4 镜头轴线轴向与太阳光矢量之间的夹角如图 16 所示。



(a) 5:18:58 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角



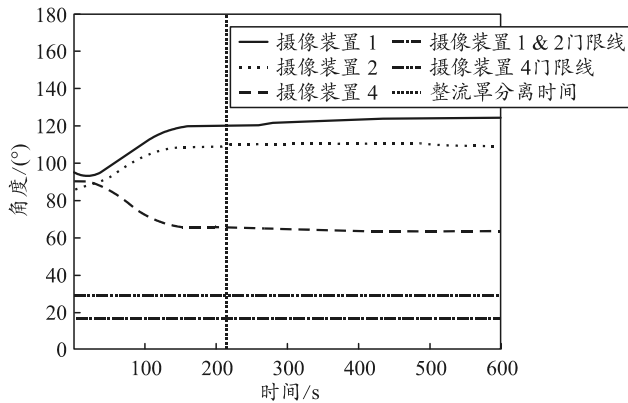
(b) 5:58:58 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角

图 16 火箭飞行后段在光照区时太阳光线与各摄像装置镜头轴线夹角

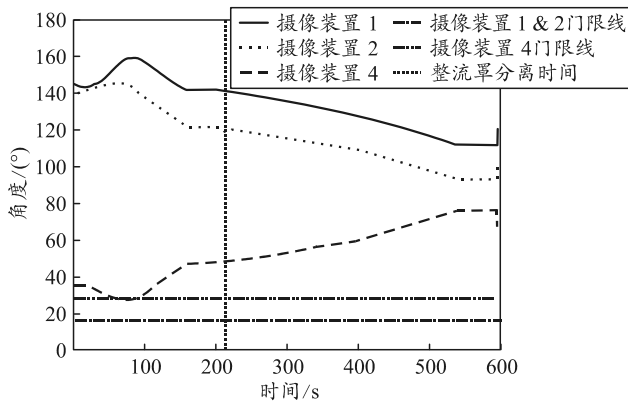
由上图可看出：各摄像装置轴向与太阳光线夹角均未低于摄像装置的视场角，太阳光未能进入摄像装置镜头中，故发射时间在 5:18:58~6:01:32 时，太阳光不会对摄像装置视场有效性产生影响。

3.2 火箭飞行全程在光照区

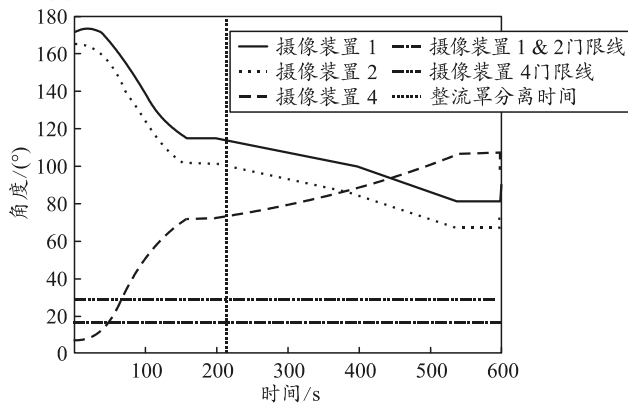
火箭发射时间在北京时间 6:01:32~17:48:11 时，火箭飞行的全程都将处于光照区，此时摄像装置 1、2、4 镜头轴向矢量与太阳光矢量之间的夹角如图 17 所示。



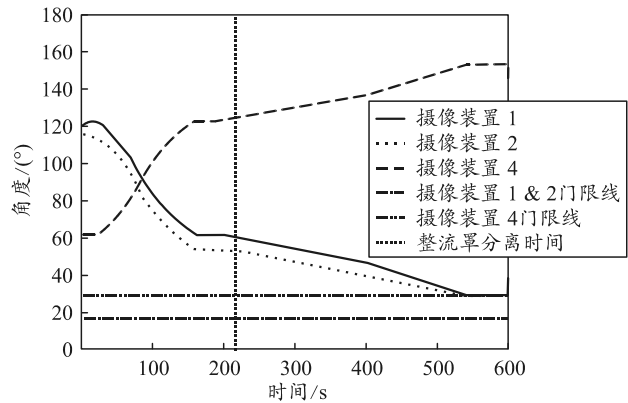
(a) 6:01:32 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角



(b) 10:01:32 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角



(c) 13:01:32 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角



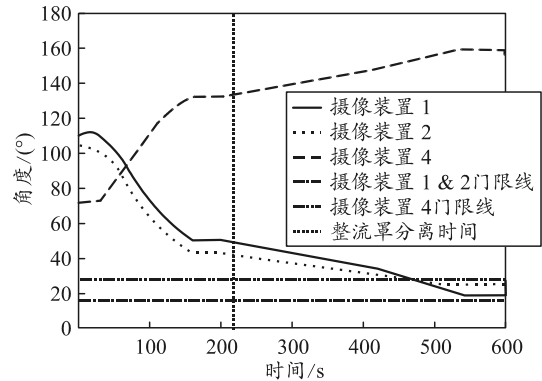
(d) 17:01:32 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角

图 17 火箭飞行全程在光照区时太阳光线与各摄像装置镜头轴线夹角

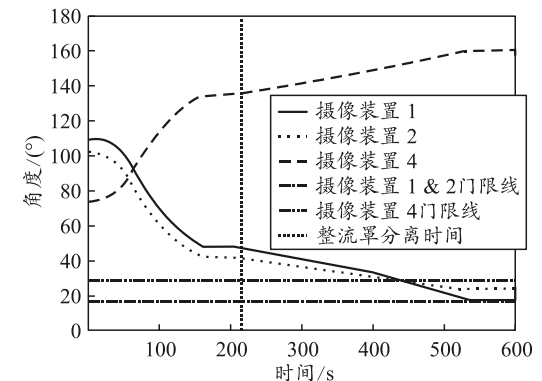
由上图可看出：当发射时间定于 10:01:32~13:01:32 时，火箭点火后一段时间内，摄像装置 4 与太阳光线之间的夹角低于门限值，即太阳光线具备进入摄像装置 4 镜头的视场角条件，但由于此时火箭整流罩尚未分离，整流罩对太阳光的遮挡作用将不会使太阳光线进入摄像装置 4 镜头，故该时段太阳光线也不会对摄像装置的视场有效性产生影响。

3.3 火箭飞行前段在光照区

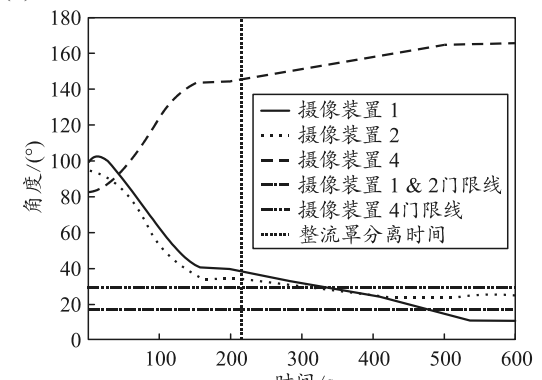
火箭发射时间在北京时间 17:48:11~19:12:25 时，火箭飞行的前段都将处于光照区，此时，摄像装置 1、2、4 镜头轴向矢量与太阳光矢量之间的夹角如图 18 所示。



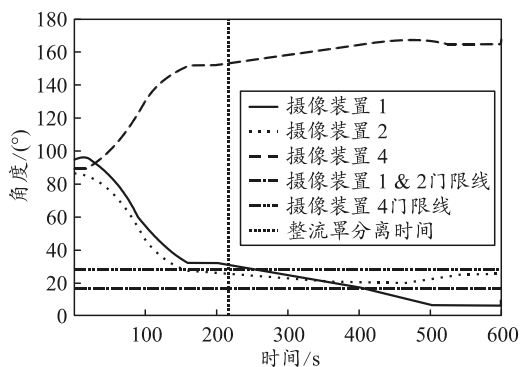
(a) 17:48:11 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角



(b) 17:58:11 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角



(c) 18:38:11 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角



(d) 19:08:11 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角

图 18 火箭飞行前段在光照区时太阳光线与各摄像装置镜头轴线夹角

由上图可看出：发射时间定于 17:58:11~19:08:11 时，火箭发射 500 s 左右后，摄像装置 1 镜头轴向与太阳光线的夹角将低于门限值，即太阳光线将进入摄像装置 1 中，此时太阳光将会对摄像装置 1 的视场有效性产生影响。图 19 为太阳光线进入摄像装置 1 视场的示意。

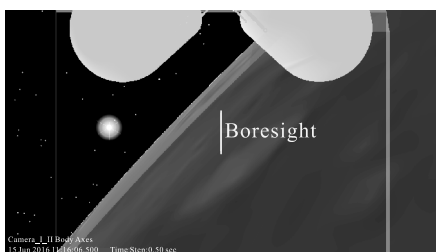
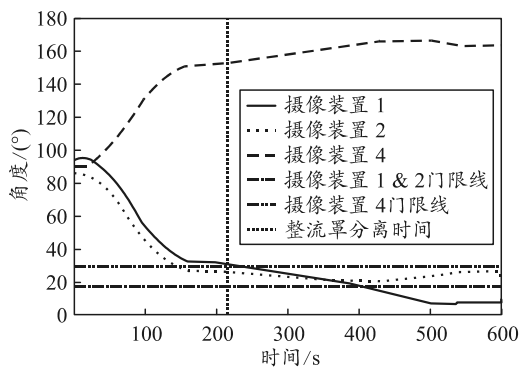


图 19 太阳光进入摄像装置 1 示意

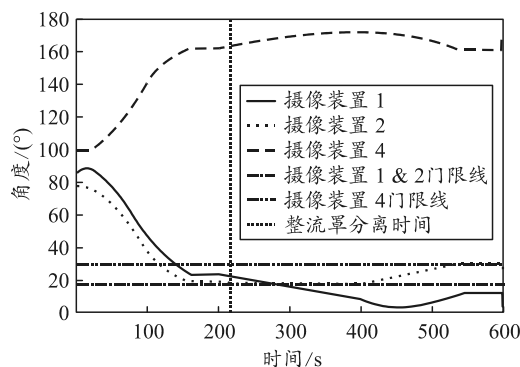
3.4 火箭飞行中段在光照区

火箭发射时间在北京时间 19:12:11 及其后的一段时间里，火箭飞行的中段都将处于光照区。以 10 min 为时间间隔，逐次开展仿真试验，试验表明发射时间在 20:02:11 及其后，火箭飞行全程都将处在地球遮挡阴影区，摄像装置不受太阳光照影响。

发射时间为 19:12:11~19:52:11 时，摄像装置 1、2、4 镜头轴向矢量与太阳光矢量之间的夹角如图 20 所示。



(a) 19:12:11 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角



(b) 19:52:11 时刻太阳光线与各摄像镜头轴线夹角

图 20 火箭飞行中段在光照区时太阳光线与各摄像装置镜头轴线夹角

由上图可看出：发射时间定于 19:12:11~19:52:11 时，火箭发射后 350 s 左右，摄像装置 1、2 镜头轴向与太阳光线的夹角将低于门限值，即太阳光线具备进入摄像装置 1 和摄像装置 2 视场的视场角条件。但与此同时，火箭弹道高出地平线的弧段也越来越短，如 19:52:11 发射时，火箭的受光照时间为 229.804~74.433 s，这也使得满足视场角条件的太阳光并不一定能够照射进入摄像装置。

进一步考虑摄像装置的矩形视场，对摄像装置与太阳的相对可见性进行分析，初步的仿真试验结果表明，太阳光能够进入摄像装置 1 的时间较为明显。表 3 为各次仿真试验中，太阳光线出入摄像装置 1 视场时间。而对于摄像装置 2，太阳光虽然并未严格意义上全部进入其视场，但在部分时段，摄像装置 2 也处于太阳光线射入的临界条件，如图 21 所示(图中左下角为太阳)，也处于一种危险状态。

表 3 试验中太阳光线出入摄像装置 1 视场时间

序号	发射时间/(h:m:s)	入视场时间/s	出视场时间/s	持续时间/s	备注
1	17:58:11	/	/	/	前段在光照区
2	18:08:11	/	/	/	前段在光照区
3	18:18:11	543.608	598.000	54.392	前段在光照区
4	18:28:11	519.070	598.000	78.930	前段在光照区
5	18:38:11	497.091	598.000	100.909	前段在光照区
6	18:48:11	474.895	598.000	123.105	前段在光照区
7	18:58:11	452.515	575.903	123.388	前段在光照区
8	19:08:11	429.982	541.390	111.408	前段在光照区
9	19:12:11	420.933	526.660	105.726	中段在光照区
10	19:22:11	398.240	486.555	88.315	中段在光照区
11	19:32:11	363.337	439.885	76.548	中段在光照区
12	19:42:11	323.420	381.424	58.004	中段在光照区
13	19:52:11	/	/	/	中段在光照区
14	20:02:11	/	/	/	全程在阴影区