

航天器飞行场景的真实感生成

刘世光^{1),2)} 王章野¹⁾ 王长波^{1),2)} 彭群生^{1),2)}

¹⁾(浙江大学 CAD & CG 国家重点实验室 杭州 310027)

²⁾(浙江大学数学系 杭州 310027)

摘 要 太空场景及航天器动态飞行场景的真实感生成是计算机图形学研究者面临的新课题, 该文提出了一种航天器飞行场景生成的新方法. 该方法首先基于天文学的依巴谷星表, 采用了基于图像的建模绘制及层次细节简化等技术加速绘制, 准确地构造并绘制出不同时刻、不同观察点的地球外星空背景随时间的动态变化; 再根据天体物理学原理确定出航天器的飞行轨迹, 由此合成产生了航天器的太空飞行场景, 然后根据量子光学及等离子体辐射原理对航天器再入大气层的过程进行了建模, 确定出其再入轨迹、航天器尾焰和尾迹的颜色和几何形态, 最后逼真地绘制出航天器返回时穿越大气不同阶段所产生的特异尾迹形状和发光效果.

关键词 真实感图形; 航天器; 飞行场景; 量子光学; 等离子体辐射

中图法分类号 TP391

Realistic Image Synthesis of Flying Scenes of Spacecraft

LIU Shi-Guang^{1),2)} WANG Zhang-Ye¹⁾ WANG Chang-Bo^{1),2)} PENG Qun-Sheng^{1),2)}

¹⁾(State Key Laboratory of CAD & CG, Zhejiang University, Hangzhou 310027)

²⁾(Department of Mathematics, Zhejiang University, Hangzhou 310027)

Abstract Photo-realistic image synthesis of dynamic flying scene of spacecraft and outer space scene is really a new challenging task for the researchers of computer graphics. In this paper a new method to realistically render the flying scenes of spacecraft is proposed. In the new method, based on Hipparcos Catalogue in Astronomy, authors first construct and render the dynamic scene of outer space sky with stars accurately at different viewpoints and at different time by adapting the accelerated rendering techniques such as image based modeling and rendering, level of details. According to the principle of astrophysics, the flying track of the spacecraft is determined. The flying scene of spacecraft with outer space background is thus generated. Then, based on the principle of quantity optics and radiance of plasma, authors model the reentry process of the spacecraft and determine the reentry trace, the colors and shapes of the turbulent trail and wake flow of the spacecraft. Finally, realistic images of the spacecraft with fantastic wake shape and color during its reentry through the atmosphere at different phases are drawn.

Keywords realistic image; spacecraft; flying scene; quantity optics; radiance of plasma

1 引言

如何真实感地模拟太空场景及航天器的动态飞

行场景, 是摆在计算机图形学研究者面前具有挑战性的新课题, 其研究进展对于航空航天、遥感探测等领域都有着重要的应用价值.

有关太空及航天器飞行场景绘制的工作很少见

收稿日期: 2004-06-09; 修改稿收到日期: 2004-11-21. 本课题得到国家“九七三”重点基础研究发展规划项目基金(2002CB312101)、国家自然科学基金项目(60273053)、国家“八六三”高技术研究发展计划项目基金(2002AA135050)、国家预研基金(51476070101JW0409)资助. 刘世光, 男, 1980 年生, 博士研究生, 主要研究方向为真实感图形、红外成像仿真. E-mail: lsg@cad.zju.edu.cn. 王章野, 男, 1965 年生, 副教授, 主要研究方向为真实感图形、红外成像仿真、多光谱图像信息处理、虚拟现实等. 王长波, 男, 1976 年生, 博士研究生, 主要研究方向为真实感图形、多光谱成像仿真. 彭群生, 男, 1947 年生, 教授, 博士生导师, 主要研究领域为真实感图形、虚拟现实、红外成像仿真、基于点的造型与绘制、科学信息可视化等.

报道.前人的工作大多着重于航天器飞行规律的计算研究. Biesiadecki 等开发了一种 DSHELL 模拟器,可用于太空飞船的开发、试验以及其飞行状况的模拟^[1],并描述了自主太空船仿真环境的框架^[2]. Andrew^[3]提出了一个太空飞船飞行模拟及建模的框架. Kim 等^[4]描述了设计开发航天模拟器的技术细节.但这些工作都没有涉及航天器及太空场景的可视化绘制.

为了模拟从太空观看地球的效果, Nishita 等^[5]考虑了大气分子和其它微粒对光线的散射机制,有效地计算了历经的光程及天空光强,较真实地绘制出太空视点的地球场景; Dobashi 等^[6]采用图形硬件加速的方法实现了在太空探视地球大气层及日出场景的模拟.但他们都没有涉及星空背景的绘制.

除太空场景外,航天器的飞行场景还包括其穿越大气时的飞行场景及其与大气成分激烈作用而产生的奇特发光效果,类似于流星撞入地球大气层时所产生的烧蚀效应及光亮尾迹.关于航天器返回大气层时与大气相互作用的机制及仿真计算,刘青云等^[7]基于物理模型求得再入体尾迹的速度分布和温度分布,进而求得其长度和宽度等,建立了再入体返回大气层时形成尾迹的工程模型;乐嘉陵等^[8]用联立求解粘性剪切层和有旋无粘区的方法计算了再入钝头体层流近尾流场;周学华等^[9]分析了化学非平衡辐射对高超声速小钝锥尾流辐射的影响.

综上所述,要真实感地模拟出航天器的飞行场景,必须准确绘制出随时间变化的动态星空背景,并确定航天器的飞行轨迹.在航天器返回穿越地球大气层时,须建立起航天器再入体与大气相互作用机制的模型.

本文提出了一种航天器飞行场景真实感生成的新方法.该方法基于天文星表,能准确地构造并绘制出地球外太空的星空背景随时间的动态变化;由天体物理学原理确定出航天器的飞行轨迹;并合成产生了航天器太空飞行的动态场景.根据量子光学及等离子体辐射原理对航天器再入大气层的过程进行了建模,能逼真地绘制出航天器如“神舟 5 号”返回大气时所产生的特异的尾迹形状及发光效果.

本文第 2 节讨论了动态星空背景绘制的方法与航天器飞行轨迹的确定;第 3 节对航天器再入大气层的过程进行了机制分析和建模;第 4 节给出了绘制结果;最后是本文的总结,并提出今后的研究方向.

2 太空场景的建模与绘制

航天器太空场景的飞行建模包括星空背景建模及航天器绕行轨迹建模两个方面,下面分别加以描述.

2.1 星空背景的建模与生成

本文采用基于星表数据的方法进行星空背景的建模.这里采用的星表是依巴谷星表(Hipparcos catalogue)^[10],它是公元前 2 世纪由古希腊天文学家依巴谷建立的.依巴谷最早提出了星等的概念,并一直沿用至今.

为了有效地绘制出亮度不一的星星,依照依巴谷星表体系,恒星按照亮度分为 6 个等级,一些最亮的星为 1 等,而肉眼刚刚能看到的星为 6 等,1 等与 6 等之间还有 2, 3, 4, 5 几等,亮度越小,星等数越大.1 等星的亮度等于 6 等星亮度的 100 倍,即星等每差一等,亮度相差 2.512 倍.实际观察到的星星有一层光晕,这主要是由于点光源通过光学探测器(包括人眼)成像时会产生衍射效应.可以采用光学中的圆孔夫朗和费衍射公式,其衍射角半径为 $\theta_0 = 1.22\lambda/D$,其中 D 为光瞳直径, λ 为光的波长.设中心照度为 I_0 ,为简化计算,设从恒星中心到极大边缘照度是随张角 θ 线性变化的,则从中心到主极大边缘之间的照度变化可表示为 $I = I_0(1 - \theta/\theta_0)$.由此可绘制得到不同星等的效果图(见图 1).

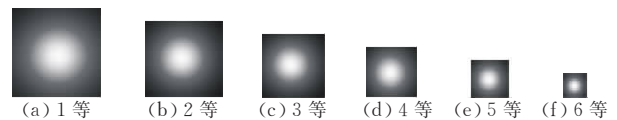


图 1 不同星等的星星绘制

本文采用的依巴谷星表的历元时刻是 2000 年 1 月 1 日 0 时,恒星位置数据相当于一个位于地心的观测者在没有大气的情况下在 2000 年 1 月 1 日所看到的恒星视位置.由于我们需要的是在任意时刻、任意观测地点的恒星视位置,所以建模最主要的工作就是时间和空间的坐标转换.我们首先将 2000 年 1 月 1 日时的星表位置数据转换到当前指定时刻,然后经过一系列空间坐标转换,并考虑岁差和章动的影响,将恒星视位置坐标统一转换到观测点坐标,得到恒星在指定时刻相对于观测者的视位置.具体算法描述如下.

1. 读取星表,得到历元 t_0 时刻星点的平位置 (α_0, δ_0) .
2. 自行改正:建立标准历元 t_0 时刻的赤道直角坐标系,对恒星历元平位置进行自行改正,得到任意时刻 t_1 恒星相对于 t_0 时刻直角坐标系的位置 (α'_0, δ'_0) . $\alpha'_0 = \alpha_0 + \mu_\alpha(t_1 - t_0)$, $\delta'_0 = \delta_0 + \mu_\delta(t_1 - t_0)$.其中, μ_α 和 μ_δ 分别是纬度方向自行和经度方向自行,从星表中可直接读取.
3. 岁差改正:将恒星相对于 t_0 时刻直角坐标系的位置 (α'_0, δ'_0) 归算到 t_1 时刻直角坐标系的位置 (α''_0, δ''_0) .
4. 章动改正:将恒星在 t_1 时刻的直角坐标 (α''_0, δ''_0) 归算到在 t_1 时刻的真坐标(视坐标位置) (α_1, δ_1) .这样就得到此后任意时刻、不同观察点的星空场景.

2.2 航天器绕行轨迹的建模

对于航天器的飞行轨迹,必须依照天体物理学原理来确定,根据天体运动的开普勒三大定律并结合航天器有关初始条件来联合求得.首先,我们建立以地球重心为原点,地球转轴方向为 Z 方向的坐标系,如图 2 所示.

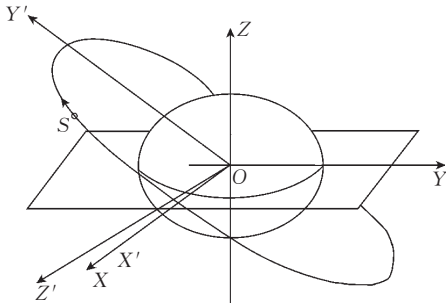


图 2 两个坐标系的关系

由开普勒定律可知,航天器的运动轨迹近似的是以地球重心为一个焦点的椭圆(由于地球质量远大于航天器的质量,这种假设是合理的),令 X 轴方向为航天器轨道平面与地球赤道平面的交线.从上图的空间关系易知椭圆的右手系法向量 OZ' 与 OX 相互垂直,故建立坐标系 $X'Y'Z'$.由坐标系转换的知识可知从 $X'Y'Z'$ 到 XYZ 的转换关系.记 τ 是 OZ' 与 OZ 的夹角,即轨道平面的倾斜角(inclination).对于地球上的任一点如果已知地球绕地轴自转的角速度 ω ,则时刻 t 该点的位置可以表示为下式.

$$(x(t), y(t), z(t)) = (r \cos(\omega t + \omega_{01}), r \sin(\omega t + \omega_{02}), z_0) \quad (1)$$

式中 r, z_0 只与该点的经纬度有关, ω_{01} 和 ω_{02} 与初始条件有关.对于航天器,若知道时刻 t 其在 $X'Y'Z'$ 坐标系中的位置 $(x'(t), y'(t), z'(t))^T$,则由坐标转换可得其在全世界坐标系 XYZ 的位置 $(x(t), y(t), z(t))^T$.

建立如图 3 所示的极坐标系,航天器的轨道近似为一个椭圆.其中 a, b 为椭圆的长半轴长和短半轴长, e 为离心率.若单位时间内向径 r 扫过的面积为 A ,根据开普勒第二定律,有 $r^2 d\theta/dt = 2A$.又设航天器的周期(绕地球旋转一圈)为 T ,则在一个周期内对上式积分,我们有 $TA = \pi ab$.由轨道方程我们可以得到

$$\int_{\theta_0}^{\theta} \frac{d\theta}{(1 + e \cos\theta)^2} = m \int_0^t dt = mt. \quad (2)$$

由此我们可以得到 θ 的关于 t 的表达式 $\theta(t)$.从而得到航天器任一时刻在全世界坐标系中的坐标,即可确定航天器的运行轨迹.对于特定航天器的推进器的作用,只要知道给定推进时间和推进力的大小及方向,由牛顿力学定律,可计算得到其轨道的改变.

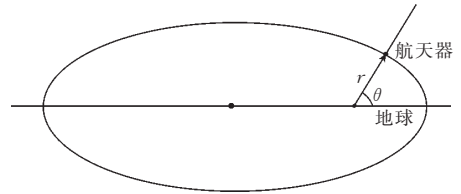


图 3 航天器运行轨迹示意图

2.3 太空飞行场景的生成

我们对星空场景和航天器运行场景进行了合成,并加入了自转的地球.为简化计算,我们采用了基于图像的建模绘制及层次细节简化等技术来加速绘制,从而能实时地绘制出不同时刻、不同观察点看到的航天器飞行的动态场景.图 6 所示的是太空某视点的效果图.

3 航天器返回大气过程的建模绘制

3.1 航天器再入轨迹的确定

航天器返回大气层时,已经过数次轨道修正,并以十分精确的切入角进入大气层.其轨迹可由弹道方程来确定.假设航天器是一种弹道升力式航天器,其优点是它可以在一定程度上控制落点范围.我们采用下面的弹道方程来计算航天器的返回轨迹^[11]:

$$-D - mg \sin\theta = m \frac{d\theta}{dt} + m \frac{V^2}{r} \sin\theta \quad (2)$$

$$-L - mg \cos\theta = mV \frac{d\theta}{dt} + m \frac{V^2}{r} \cos\theta \quad (3)$$

其中, D 为阻力, L 为升力, V 为速度, θ 为切入角(再入轨迹与水平面的夹角), r 为海平面高度, m 为质量, g 为重力场强度.我们采用空气动力学模型来计算阻力 D 和升力 L . $D = (\rho AV^2 \times CD)/2$, $L = (\rho AV^2 \times CL)/2$;其中, ρ 为空气密度, CL 为升力系数, CD 为阻力系数, A 为最大截面积.对于空气密度的计算,采用 $\rho = 1.226 \times e^{(-h/\beta)} \text{ kg/m}^3$, β 的值取为 7254.我们采用 two-steps Runge-Kutta method 求解(2)和(3)组成的联立方程组,可求得航天器在不同时刻的速度、角度和高度.

3.2 航天器尾焰的建模与绘制

因剧烈的粘性摩擦作用,航天器周围气体及其本身被加热,温度急剧上升,并在舱体顶部及其周围形成温度场.由于不同高温体的量子辐射,从而呈现不同的发光颜色.再入大气的深度越大,舱体顶部的温度就越高,最后温度可达七八千摄氏度,呈现炽白色.

以普朗克、爱因斯坦为代表人物发展起来的量子光学理论认为^[12],温度大于绝对零度(-273.15°C)的一切物体都能发射电磁波,电磁波的发射、传播和吸收都是以量子(光子)为最小单位进行的,量子

的大小 $E(\nu) = h\nu = hc/\lambda$. 其中, λ 为对应波长, $h = 6.626 \times 10^{-34} \text{ W} \cdot \text{s}$ 为普朗克常数, $c = 3.0 \times 10^8 \text{ m/s}$ 为光速. 电磁波所发射、传播和吸收的能量只能是光子的整数倍. 黑体(也称绝对黑体)是指能全部吸收外来电磁波而毫无反射和透射的理想物体. 对理想的黑体而言, 其辐射的基本规律可归结为普朗克定律、维恩位移定律和斯蒂芬-玻尔兹曼定律.

普朗克定律揭示了黑体辐射能量按照波长分布的规律, 其数学表达式为

$$E_\lambda = C_1 \lambda^{-5} / (e^{C_2/\lambda T} - 1) \quad (4)$$

其中, λ 为对应波长, T 为辐射温度, $C_1 = 3.742 \times 10^{-16} \text{ W} \cdot \text{m}^2$ 为第一辐射常数; $C_2 = 1.4388 \times 10^{-2} \text{ m} \cdot \text{K}$ 为第二辐射常数. 该定律描绘了不同温度下黑体的单色辐射强度随波长的变化情况.

维恩位移定律给出了黑体光谱辐射出射度的峰值所对应的波长 λ_m 与辐射温度 T 的关系表达式, 即 $\lambda_m T = 2.9 \times 10^{-3} \text{ m} \cdot \text{K}$. 该定律表明, 辐射温度越高, 最大辐射波长将向短波方向移动.

全辐射度是表示黑体辐射能力的物理量, 斯蒂芬-玻尔兹曼定律给出了黑体全辐射率与绝对温度之间的关系, 即 $E = \sigma_0 T^4$, 其中 $\sigma_0 = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$. 该定律说明黑体出射度将随温度的升高而急剧增大.

航天器再入大气时, 舱体可看作黑体, 因此上述定律对航天器舱体也近似成立. 气体经过震波之后, 压力会上升, 温度也会大幅度增加. 震波前后的温度与压力均可由理想气体的理论来估算. 由高温气体动力学知识, 我们可以求出空气温度 T 和航天器再入速度 V 的关系, 即 $T = [2V^2(\gamma - 1)] / [(\gamma + 1)^2 \times 287]$, 其中 γ 为空气等压比热值, 对于理想气体, $\gamma = 1.4$; 对于高温的稀薄气体, $\gamma = 1.1$. 航天器的本身的温度我们采用下式计算

$$T' = T \times \rho_0 \times e^{-h/7254} \quad (5)$$

这里 $\rho_0 = 1.226$, h 为此时离地面的高度.

舱体后面的温度场递减很快, 可用指数衰减规律来模拟. 根据式(4)可求得航天器及其尾焰的辐射强度. 根据气体状态方程与射流等压条件, 可求得尾焰的边界方程, 这里我们假设边界均为直线, 使得计算大为简化. 这样我们就可近似求得尾焰的大体形状, 模拟计算结果表明我们的近似是合理的^[13].

3.3 航天器尾迹的建模与绘制

航天器返回大气层时, 由于超声速飞行, 在航天器周围形成的弓形激波, 也使得波后空气被加热, 在航天器舱体后方形成一条长长的淡蓝色尾迹. 尾迹是空气被电离后而形成的等离子体.

在航天器尾迹中, 存在着大量粒子: 原子, 离子, 电子与分子. 它们之间不断碰撞着, 不断地交换能

量, 碰撞的一个重要结果是导致化学反应的发生, 其中有些反应能发射出光子, 这种发射辐射称为化学发光辐射. 尾流中含有大量的原子与 NO 分子. 它们之间的复合、氧化反应是重要的化学发光反应. 这些反应是放热反应, 主要依赖于 N, O, NO 等组分的浓度及其寿命^[14]. 即:

(1) 蓝色的一氧化氮余辉: $N + O + (M) \rightarrow NO + (M) + h\nu$, 光子平均能量为 $8.011 \times 10^{-19} \text{ J}$.

(2) NO₂ 连续谱: $NO + O + (M) \rightarrow NO_2 + (M) + h\nu$, 光子的平均能量为 $3.313 \times 10^{-19} \text{ J}$.

(3) 氧的大气带与 Herzberg 带: $O + O + (M) \rightarrow O_2 + (M) + h\nu$, 光子平均能量为 $3.2044 \times 10^{-19} \text{ J}$.

上述三个化学反应组成了我们的尾流发光辐射模型. 其中(1)占多数. 以(1)为例来说明每个化学反应发光辐射量的计算, 单位长度尾迹上的 NO 发光辐射量为

$$I(\lambda) = \frac{hc}{4\pi\lambda} \int_0^\infty K[N][O]d\sigma \quad (6)$$

式中, K 为反应速率常数, $[]$ 表示组元的数密度, λ 为波长, σ 为立体角, c 为光速. 各组分的数密度可以通过查阅空气热力学性质表得到, 该表给出了不同温度下各化学组分的数密度^[15].

根据尾迹内的温度变化, 我们可以计算出每一单位长度上的辐射量, 即三个反应在该单位长度上的辐射量之和.

通过求解流体力学中的欧拉方程, 可得航天器再入体周围的流场分布. 我们采用的尾迹内密度计算公式为

$$\log(\rho/\rho_0) = \log(p/p_0) - (T + 6480)/1800 \quad (7)$$

其中, ρ 和 p 分别为给定高度大气的密度和压强, ρ_0 和 p_0 分别为海平面大气的密度和压强. 进而可以求得尾迹内电子密度为

$$N = 1.87 \times 10^{14} (\rho/\rho_0)^{0.6} \times$$

$$[(T - 2500)/6300]^{8.7} \text{ (个/cm}^3\text{)} \quad (8)$$

其中, 大气压强比 $p/p_0 = \exp[-(z-c)/z_0]$, z 为海拔高度, 当 $0 < z \leq 22000 \text{ ft}$ 时, $z_0 = 23900 \text{ ft}$, $c = 0$; 当 $z > 22000 \text{ ft}$ 时, $z_0 = 17400 \text{ ft}$, $c = 60000 \text{ ft}$. 我们根据电子数密度在 x 方向低于 10^{-13} m^{-3} , 在 y 方向低于 10^{-12} m^{-3} , 来确定尾迹的长度和宽度^[16].

3.4 尾焰和尾迹颜色的确定

由以上分析我们可以计算得到航天器舱头、尾焰及尾迹各部分的辐射强度. 由于现有的光栅图形显示器使用 RGB 三基色颜色系统, 因此最后计算得到的图像像素点的亮度光谱需转换为 RGB 表示. 已知亮度光谱 $I(\lambda)$, 设 $\bar{r}(\lambda)$, $\bar{g}(\lambda)$ 及 $\bar{b}(\lambda)$ 是 CIE-XYZ 颜色系统的光谱三刺激函数, 积分得到光谱对应的

XYZ 三刺激值为

$$X = \int_{380}^{780} I(\lambda) \bar{r}(\lambda) d\lambda,$$

$$Y = \int_{380}^{780} I(\lambda) \bar{g}(\lambda) d\lambda,$$

$$Z = \int_{380}^{780} I(\lambda) \bar{b}(\lambda) d\lambda,$$

然后, 再把颜色表示从 XYZ 系统转换到 RGB 系统, 即可得到各部分的颜色. 三刺激波长分别取为 700.0nm, 546.1nm 和 435.8nm.

4 结 果

根据上述模型, 我们在浙江大学 CAD & CG 国家重点实验室的 PIV/512MB 的高档微机上实现了航天器飞行场景的真实感绘制. 图 4 是某航天器的造型效果图. 图 5 是本文模拟生成的“神舟 5 号”返回主着陆场内蒙古四王子旗(东经 111°48', 北纬 41°22')在 2003 年 10 月 16 日不同时刻的星空场景图. 图 6 展现了航天器太空飞行的场景. 图 7 呈现了航天器(“神舟 5 号”返回舱)再入大气层不同时刻的瞬间场景, 其中(a)是在距离地面 100km 高空时的

瞬间图片. 由于此时空气很稀薄, 尾迹几乎看不到, 舱头的温度不高, 呈现暗红色, 尾焰的温度则更低; 图(b)和(c)分别是在距离地面 70km 高空和 55km 高空时的瞬间场景. 此时空气密度逐渐变大, 尾迹比较明显, 返回舱头的温度也比较高, 呈现黄白色和亮白色. (d)是在距离地面 45km 高空时的瞬间场景. 此时返回舱头温度高达 8000 多摄氏度, 呈现炽白色. 图 8 中的(a)图是图 7(c)缩小后的图片, (b)图是 2003 年 10 月 16 日 6 时 05 分, 在酒泉卫星发射中心现场拍摄的“神舟”五号返回地球的情景(网上链接为 <http://www.sznews.com/n/ca581280.htm>). 从图中对比可以看出, 模拟的结果令人相当满意.

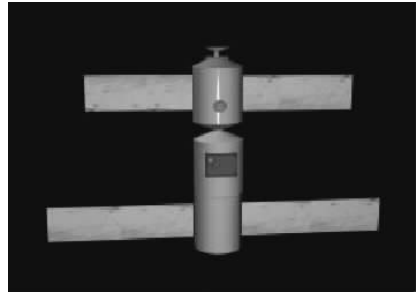
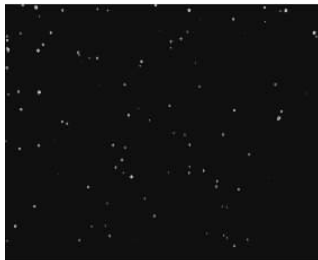
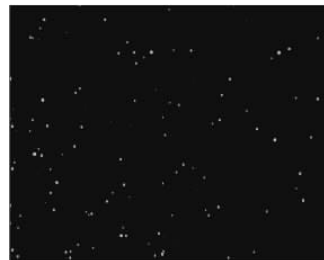


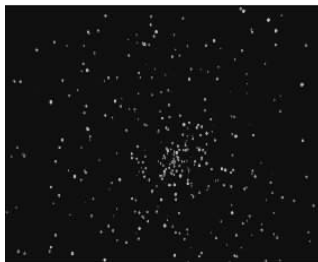
图 4 航天器的造型效果图



(a) 2:00 A.M.



(b) 6:00 A.M.



(c) 18:00 P.M.



(d) 22:00 P.M.

图 5 2003 年 10 月 16 日“神舟 5 号”主着陆场不同时刻的星空背景



图 6 航天器太空飞行场景图

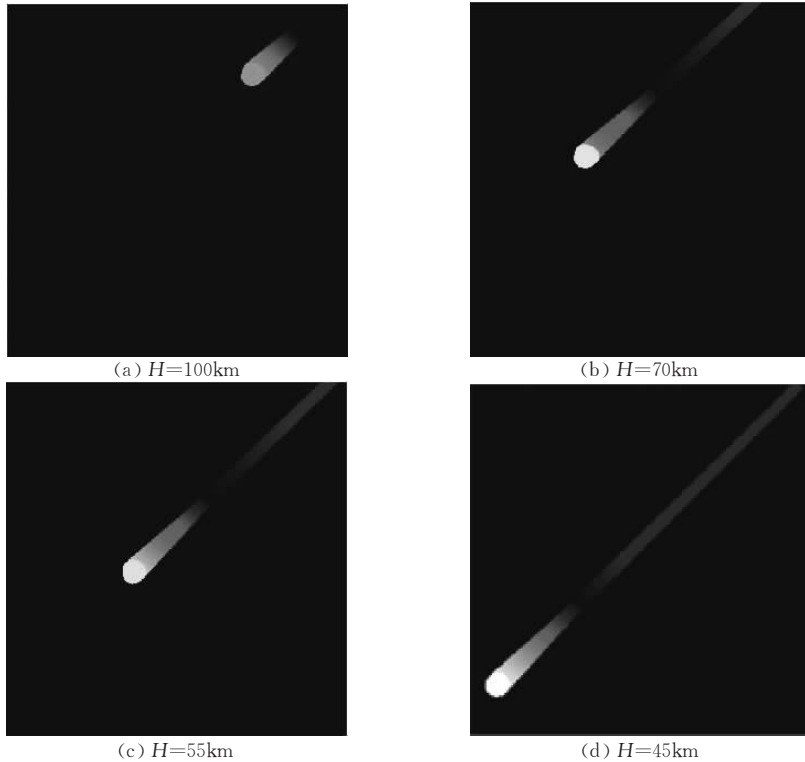


图 7 “神舟 5 号”返回舱再入大气层时不同高度(H)的飞行场景图

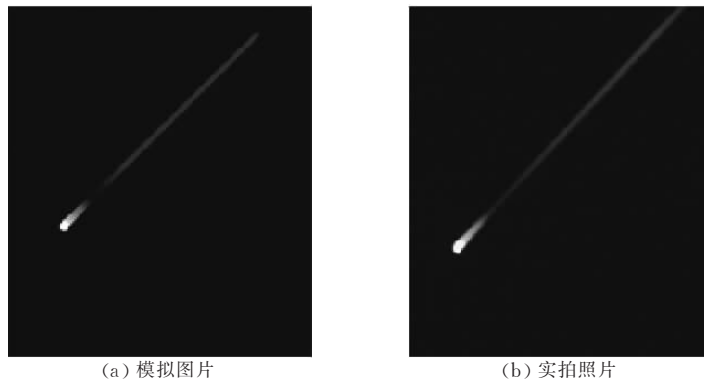


图 8 模拟图片和实拍照片的对比

5 结 论

本文提出了一种航天器飞行场景生成的新方法. 该方法基于国际上公认的依巴谷天文星表, 所以能准确地构造并绘制出地球外太空的星空背景随时间的动态变化; 由天体物理学原理确定出航天器的飞行轨迹; 由此生成了不同时刻、不同观测点的航天器在外太空的动态飞行场景. 根据量子光学及等离子体辐射原理对航天器再入大气层的过程进行了建模, 能逼真地绘制出航天器如“神舟 5 号”在返回大气过程中所产生的特异的尾迹形状及发光效果.

本文的主要贡献有以下几点:

(1) 准确绘制出了不同时刻、不同观测点的星空场景以及航天器动态运行轨迹.

(2) 基于量子光学原理绘制出了太空舱及其尾焰不同运行时刻的颜色变化.

(3) 利用等离子体辐射理论计算并绘制出了太空舱返回路径上的空气动力尾迹效果.

但在绘制过程中, 我们尚没有考虑大气散射、折射以及其他大气微粒衰减造成的影响, 因此模型还有待完善. 将来的工作包括绕月、登月场景的真实感绘制及其它特定卫星飞行场景的模拟等.

参 考 文 献

- spacecraft dynamics simulator. In: Proceedings of the 6th Digital Avionics System Conference, Irvine VA, SA, 1997
- 2 Biesiadecki J., Jain A., James M.. Advanced simulation environment for autonomous spacecraft. In: Proceedings of the International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Tokyo, Japan, 1997
 - 3 Andrew J.. An Open-Source, Extensible spacecraft simulation and modeling environment framework [M. S. dissertation]. Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, 2003
 - 4 Kim B., Velenis E., Kriengsiri P., Tsiotras P.. A spacecraft simulator for research and education. In: Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Conference, Quebec City, Canada, 2001
 - 5 Nishita T., Shirai T., Tadamura K., Nakamae E.. Display of the earth taking into account of atmosphere scattering. In: Proceedings of the SIGGRAPH '93, Anaheim, California, 1993, 175~182
 - 6 Dobashi Y., Yamamoto T., Nishita T.. Interactive rendering of atmospheric scattering effects using graphics hardware. In: Proceedings of the ACM SIGGRAPH/EUROGRAPHICS Conference on Graphics Hardware, Eurographics Association, 2002, 99~107
 - 7 Liu Qing-Yun, Zhang Ping. An engineer method for Two-dimensional turbulent trail of hypersonic reentry bodies. Chinese Space Science and Technology, 1997, 6(3): 58~63 (in Chinese)
(刘青云, 张平. 再入飞行器远场二维湍流尾迹的工程计算方法. 中国空间科学技术, 1997, 6(3): 58~63)
 - 8 Le Jia-Ling, Cao Wen-Xiang. Calculation of the wake flow for the entry blunt body. Journal of Astronautics, 1995, 16(3): 69~75 (in Chinese)
(乐嘉陵, 曹文祥. 再入钝头体近尾流动计算. 宇航学报, 1995, 16(3): 69~75)

LIU Shi-Guang, born in 1980, Ph. D. candidate. His major research interests include realistic image synthesis, infrared image synthesis.



WANG Zhang-Ye, born in 1965, associate professor. His major research interests include realistic image synthe-

Background

Authors' research project is to study the real-time generation of visual and infrared dynamic scenes based on data of outer space and space targets.

The goal of authors' research project is to realistically render the flying pose and moving process of typical space targets like certain kinds of satellites. They are also to simulate the image process of multi-spectral image detector in real time. This is one of the key technologies for finding, recog-

- 9 Zhou Xue-Hua, Zhu Nai-Yi. The study of chemical nonequilibrium wake radiance from hypersonic slightly blunt cone. Acta Aerodynamica Sinica, 1996, 14(3): 274~280 (in Chinese)
(周学华, 竺乃宜. 高超声速小钝锥尾流化学非平衡辐射研究. 空气动力学学报, 1996, 14(3): 274~280)
- 10 Ling Zhao-Fen, Xiao Nai-Yuan. Characteristics and significance of the Hipparcos and the Tycho Catalogues. Progress in Astronomy, 1999, 17(1): 25~32 (in Chinese)
(凌兆芬, 萧耐园. 依巴谷星表和第谷星表的特征和意义. 天文学进展, 1999, 17(1): 25~32)
- 11 Nan Ying, Yan Hui, Chen Shi-Lu. Reentry corridor and trajectory of space vehicle using negative lift. Flight Dynamics, 1996, 14(2): 1~7 (in Chinese)
(南英, 严辉, 陈士鲁. 负升力返回时航天器的再入走廊与轨迹研究. 飞行力学, 1996, 14(2): 1~7)
- 12 Wang Zhang-Ye, Jiang Zhao-Yi, Bao Hu-Jun, Peng Qun-Sheng. A quantity optics based illumination model for infrared image synthesis. Chinese Journal of Computers, 2002, 25(9): 897~902 (in Chinese)
(王章野, 江照意, 鲍虎军, 彭群生. 基于量子光学的红外成像光照模型. 计算机学报, 2002, 25(9): 897~902)
- 13 Kesueur M.. Turbulence in fluids; Stochastic and numerical modeling. Dordrecht, The Netherlands: Kluwer Academic Publisher, 1990
- 14 Wu Jian-Ming, Gao Ben-Qing. Calculation for RCS of reentry body's plasma wake. Chinese Journal of Radio Science, 1997, 12(1): 26~32 (in Chinese)
(吴建明, 高本庆. 再入飞行器等离子体尾迹 RCS 的计算. 电波科学学报, 1997, 12(1): 26~32)
- 15 Anderson J. D.. Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics. New York: Mc-Graw-Hill, Inc., 1987
- 16 Ludwig C. B.. Handbook of infrared radiation from combustion gases. NASA, Washington D. C.: Technical Report SP-3080

sis, infrared image synthesis, multi-spectral information fusion and virtual reality.

WANG Chang-Bo, born in 1976, Ph. D. candidate. His major research interests include realistic image synthesis, multi-spectral information fusion.

PENG Qun-Sheng, born in 1947, professor. His major interests include realistic image synthesis, virtual reality, infrared image synthesis, point based rendering and scientific visualization.

nizing and tracing the space targets in future. They aim at photo-realistically displaying the dynamic virtual scene of the space targets. It is also very important for national defence.

The goal of this paper is to photo-realistically simulate the flying scenes of spacecraft. Star background is an important target in outer space. In this paper, authors render the dynamic scene of outer space sky with stars accurately.