

2-15-2019

3D Flight Trajectory Simulation Generator Based on Track Constraints

Shuguang Sun

Electronics Engineering & Automation Department, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

Cheng Peng

Electronics Engineering & Automation Department, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Original Article is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

3D Flight Trajectory Simulation Generator Based on Track Constraints

Abstract

Abstract: The airborne navigation equipment needs accurate flight trajectory data to test its performance. *According to the requirements of the Beidou receivers, considering the constraint of trajectory and flight performance, a flight trajectory generator is designed using iteration like method.* The flight trajectory generator can generate the whole trajectory data and the flight parameters of the aircraft based on the actual flight procedures, and display the data and parameters in real time. The whole flight trajectory simulation data from Beijing International Capital Airport to Guangzhou Baiyun International Airport is generated. The result shows that the flight trajectory generator can generate accurate and effective flight trajectory data, and can be used to build the test environments for the Beidou receivers.

Keywords

flight trajectory simulation generator, flight leg type, flight leg transition, test

Recommended Citation

Sun Shuguang, Cheng Peng. 3D Flight Trajectory Simulation Generator Based on Track Constraints[J]. Journal of System Simulation, 2019, 31(2): 275-283.

基于航迹约束的三维飞行轨迹仿真生成器

孙淑光, 程鹏

(中国民航大学电子信息与自动化学院, 天津 300300)

摘要: 机载导航设备的性能测试需要精准的飞行轨迹数据来搭建测试环境。针对北斗接收机的测试需求, 考虑航迹约束及飞机基本性能约束, 采用类迭代的坐标变换方法, 设计开发了飞行轨迹仿真生成器。该飞行轨迹仿真生成器可产生飞机从起飞至降落的全部基于实际飞行程序的轨迹数据和姿态参数, 并将数据实时输出及显示。利用该飞行轨迹仿真生成器仿真产生了从北京首都国际机场至广州白云国际机场的全部飞行轨迹仿真数据, 仿真结果表明, 该飞行轨迹仿真生成器产生的航迹参数精度高, 数据切实有效, 可用于北斗接收机测试环境的搭建。

关键词: 飞行轨迹仿真生成器; 航迹类型; 航段过渡; 测试

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2019) 02-0275-09

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.17-0100

3D Flight Trajectory Simulation Generator Based on Track Constraints

Sun Shuguang, Cheng Peng

(Electronics Engineering & Automation Department, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: The airborne navigation equipment needs accurate flight trajectory data to test its performance. According to the requirements of the Beidou receivers, considering the constraint of trajectory and flight performance, a flight trajectory generator is designed using iteration like method. The flight trajectory generator can generate the whole trajectory data and the flight parameters of the aircraft based on the actual flight procedures, and display the data and parameters in real time. The whole flight trajectory simulation data from Beijing International Capital Airport to Guangzhou Baiyun International Airport is generated. The result shows that the flight trajectory generator can generate accurate and effective flight trajectory data, and can be used to build the test environments for the Beidou receivers.

Keywords: flight trajectory simulation generator; flight leg type; flight leg transition; test

引言

北斗卫星导航系统(BDS, BeiDou Navigation Satellite System)是中国自主研发的全球卫星定位与通信系统^[1]。北斗卫星导航系统应用于民航导航,

可使我国民航摆脱对国外全球导航卫星系统(GNSS, Global Navigation Satellite System)星座的依赖, 在保障飞行安全、提高运行效率方面发挥重要作用^[2]。而北斗卫星导航系统的民航应用首先必须解决机载 BDS 接收机的适航测试问题, 这就需要相应的测试用飞行轨迹数据来搭建、模拟测试所需要的各种环境及轨迹数据。

本文开发了基于实际航迹类型的飞行轨迹仿真生成器, 为机载北斗卫星导航接收机性能测试提供相关轨迹数据。



收稿日期: 2017-03-06 修回日期: 2017-07-19;
基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB0502402);
作者简介: 孙淑光(1970-), 女, 山东, 硕士, 教授,
研究方向为民航导航新技术; 程鹏(1992-), 男, 河北,
硕士生, 研究方向为信号与通信系统。

<http://www.china-simulation.com>

1 轨迹生成模块

飞行轨迹仿真生成器由飞行计划设定模块、导航数据选择模块、飞行参数设定模块、轨迹生成模块和飞行数据显示模块五个部分组成,如图 1 所示。

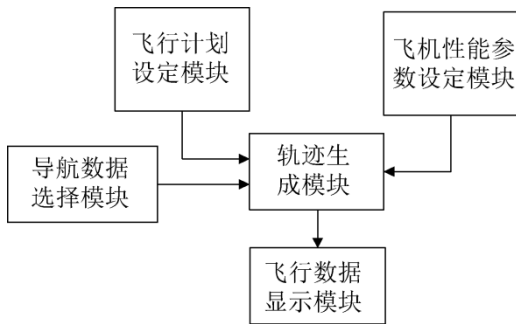


图 1 飞行轨迹仿真生成器成

Fig. 1 Block diagram of the flight trajectory generator

其中飞行计划设定模块、飞机性能参数设定模块、导航数据选择模块分别用来进行飞行计划的制定,飞机性能参数的设置以及飞行轨迹类型的选定。

轨迹生成模块是飞行轨迹仿真生成器的核心部分,主要用于生成飞机的水平飞行轨迹和垂直飞行轨迹,两种轨迹相对独立,受制于航段类型。水平飞行轨迹由一系列不同类型的航段通过航段过渡连接而成^[3]。根据所设定的飞行计划,按照飞行程序的要求,飞机执行不同飞行航段,相邻航段之间的衔接根据前后航段的约束要求,设计灵活的航段过渡方法,并按下一航段的约束条件捕获切入到新的航段,执行新的飞行轨迹。

1.1 航段类型

航段类型用航段代码表示,定义该飞行航段的航迹要求以及特定的航段终结要求^[4]。终端区飞行程序,包括标准仪表进场程序(STAR, Standard Instrument Arrival)、标准仪表离场程序(SID, Standard Instrument Departure)和进近程序,都可以用相应的航段代码表示。航段代码由两个字符组成,第一个字符代表该航段航迹的类型,第二个字符代

表该航段结束的模式。文献[5]中定义了 23 种航段代码,常用的航段代码及其约束如表 1 所示。

表 1 常用航段代码定义

Tab. 1 Definition code for common flight leg types

航段类型定义	示例	航段约束说明
CF		沿指定的磁航道飞行,直至到达某定位点
TF		从某定位点沿大圆航线飞行,直至到达另一定位点
RF		沿指定的航向飞行直至到达预定高度,对应该高度的位置是不确定的
DF		从不确定的位置直飞某定位点

1.2 典型航段的数学模型及仿真

水平航迹的各种不同的航段类型主要由直飞的大圆航线和/或转弯航线组成,但航段的起始或终结条件各有不同。以典型的 TF 航段和 CF 航段为例说明航段特点。

TF 航段是指在 2 个已知航路点之间采用大圆航线飞行。大圆航线的轨迹计算涉及到大圆航线的正解与反解。大圆航线正解是在已知大地坐标系下起始航路点的坐标以及航段的大地线距离和大地方位角的情况下推算航路终结点的大地坐标及飞机在该点的反方位角。大圆航线反解是在已知起始航路点和终结航路点的经纬度坐标的情况下,计算两点之间的大地线距离和正反大地方位角,文献[6-7]中给出了大圆航线的正反解算法。

1.2.1 常规 CF 航段仿真

CF 航段要求以指定的入航航迹角到达特定航路点。CF 航段通常为最后进近的唯一航段^[5]。已

知信息包括航路起始点的位置、飞机航向、航段终结航路点的位置以及入航航迹角。

由于地球球面曲率的影响,利用三维位置数据进行水平轨迹的计算,算法复杂且容易出现计算误差,最终无法实现航段的精准实施。本文采用了类迭代的重复坐标变换方法,利用坐标变换关系,首先将大地球面坐标系下位置数据转换为大地直角坐标系下的 x_e, y_e, z_e 数据,再利用地理坐标系与大地直角坐标系之间的角度变换关系,将其转换为地理坐标系下的东北天方向的数据,结合飞行轨迹的航向、航迹要求进行飞行轨迹仿真,仿真完成后,再重新转换到地球坐标系下修正为新的航迹起始点,大大降低计算难度及计算误差。

大地球面坐标系与大地直角坐标系之间的变换关系如公式(1)所示。

$$\begin{cases} x_e = (R+H)\cos B\cos L \\ y_e = (R+H)\cos B\sin L \\ z_e = [R(1-e^2)+H]\sin B \end{cases} \quad (1)$$

大地直角坐标系与地理坐标系的角度变换关系如下所示。

$$\begin{bmatrix} e \\ n \\ u \end{bmatrix} = C_e^g \begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin L & \cos L & 0 \\ -\sin B\cos L & -\sin B\sin L & \cos B \\ \cos B\cos L & \cos B\sin L & \sin B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix}$$

式中: R 为地球半径; e 为地球参考椭球偏心率; B, L, H 分别为大地球面坐标系下飞机所在的纬度、经度、高度; e, n, u 分别为该点在地理坐标系下东、北、天三个方向的位置坐标。

假设飞机所在点 A 的位置为 (B_1, L_1, H_1) , 航向为 θ_1 , CF 航段结束航路点 B 的位置为 (B_2, L_2, H_2) , 要求入航航迹角为 θ_2 。利用坐标变换,得 A、B 两点在地理坐标系(OENU)^[8]下的位置 (e_1, n_1, u_1) 和 (e_2, n_2, u_2) 。根据航迹约束条件,地理坐标系下 OEN 平面内的 A 点与 B 点的航迹角 θ_1 和 θ_2 , 两航

迹线交于点 C, 如图 2 所示。

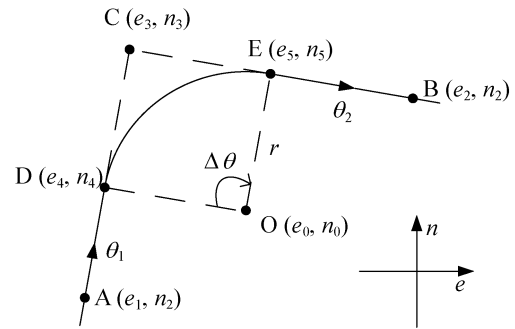


图 2 CF 航段轨迹
Fig. 2 Trajectory of CF leg

在航迹约束条件下,飞机应从 A 点以航向角 θ_1 向 D 点飞行,中间通过协调转弯,按照半径 r 沿圆弧飞转至点 E,最后从 E 点以航向 θ_2 飞向 B 点。D、E 两点为实现航迹约束飞行的关键点,定义 E 点为 CF 航段的切入点^[9]。要实现该航迹的仿真,需要根据飞机飞行性能约束条件^[9],动态确定协调转弯半径 r 、D、E、C 三点的坐标及转弯角度 $\Delta\theta$ 、转弯方向 sgn 等参数^[10]。

航迹交叉点 C 的坐标 (e_3, n_3) 利用过点 A 的航向为 θ_1 的航迹线与过点 B 的航向为 θ_2 航迹线确定。同时,根据图 2 中的航迹关系,转弯角度 $\Delta\theta$ 与转弯方向 sgn 可由式(2)求得。

$$\Delta\theta = \begin{cases} \theta_2 - \theta_1 & \text{sgn} > 0 \text{ 且 } \theta_2 > \theta_1 \\ \theta_2 - \theta_1 + 2\pi & \text{sgn} > 0 \text{ 且 } \theta_2 < \theta_1 \\ \theta_1 - \theta_2 & \text{sgn} < 0 \text{ 且 } \theta_2 < \theta_1 \\ \theta_1 - \theta_2 + 2\pi & \text{sgn} < 0 \text{ 且 } \theta_2 > \theta_1 \end{cases} \quad (2)$$

其中,转弯方向 sgn 由符号函数来表示飞机应左转弯还是右转弯。

$$\text{sgn} = \text{Sign}[(e_2 - e_1)\cos\theta_1 - (n_2 - n_1)\sin\theta_1] \quad (3)$$

$$\text{Sign}[x] = \begin{cases} 1 & x > 0 \\ 0 & x = 0 \\ -1 & x < 0 \end{cases}$$

$\text{sgn}=1$ 表示右转弯; $\text{sgn}=-1$ 表示左转弯; $\text{sgn}=0$ 表示直飞。

转弯起始点 D 与 C 点之间的距离为提前转弯距离 d 。

$$d = r \times \tan \frac{\Delta\theta}{2} \quad (4)$$

转弯起始点 $D(e_4, n_4)$ 和 CF 航段切入点 $E(e_5, n_5)$ 的位置利用两条航迹线的航向以及提前转弯距离来确定, 并利用坐标变换, 将 D、E 两点的地理位置坐标系反变换到大地坐标系下。

1.2.2 CF 航段预调整

实际飞行中, 由于飞机性能的约束, 可能会出现即使飞机以最小转弯半径 r_{\min} 来执行 CF 航段, 其当前位置点 A 和转弯起始点 D 的位置关系、CF 航段终结点 B 和切入点 E 的位置关系也无法满足 1.2.1 中的情况。如果这样, 飞机将无法正常执行 CF 航段, 即无法以指定的入航航迹角 θ_2 飞至航段终结点 B。

为解决上述问题, 本文提出了基于飞机性能约束的 CF 航段的提前预判与调整的方法。提前预判流程如图 3 所示。

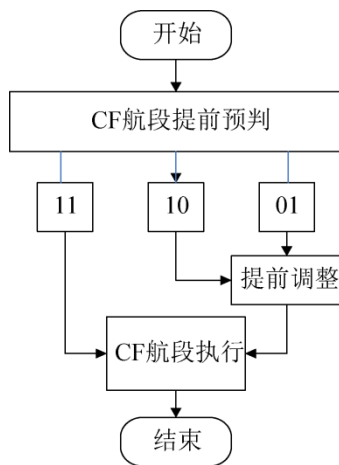


图 3 CF 航段预判流程图
Fig. 3 Flow chart of CF leg prejudgment

首先根据飞机当前位置点 A 和航向 θ_1 以及 CF 航段终结点 B 和指定入航航迹角 θ_2 , 求解点 D 和 CF 航段切入点 E 的坐标。利用 A 点和 D 点的位置坐标判断当前位置点是否满足要求, 根据 E 点和 B 点预判切入点是否满足要求, 并给出预判结果。

然后, 根据预判结果决策是否需要提前转弯调整。如表 2 所示, 当预判结果为 11 的时候, 说明

飞机当前位置可以正常执行 CF 航段; 当预判结果为 10 或 01 的时候, 说明当前飞机的位置不能正常执行 CF 航段, 需要提前转弯调整, 以满足该 CF 航段的约束要求。实际过程不应存在 00 的预判结果, 如果出现该情况, 说明飞机已经失去转弯切入目标航段的机会。

表 2 CF 航段预判
Tab. 2 Prejudgment of CF leg

当前位置点是 否满足要求	切入点是否 满足要求	预判 结果
是	是	11
否	是	10
是	否	01
否	否	00

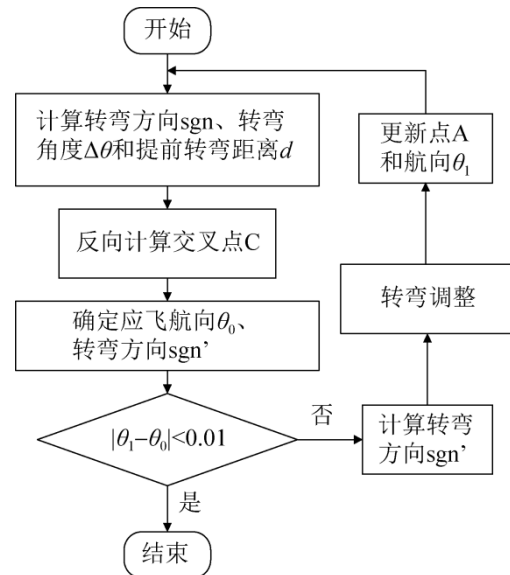


图 4 CF 航段提前调整流程图
Fig. 4 Flow chart of CF leg pre adjustment

航迹提前调整具体过程如图 4 所示。首先根据飞机当前位置点 A 坐标、航向 θ_1 以及 CF 航段终结点 B 坐标, 利用前述公式分别计算出转弯角度 $\Delta\theta$ 、转弯方向 sgn 和提前转弯距离 d 。然后, 根据点 B 坐标和入航航迹角 θ_2 以及提前转弯距离 d , 由公式(5)计算航段交叉点 C 的坐标 (e_3, n_3) 。

$$\begin{cases} e_3 = e_2 + d \times \sin \theta_2' \\ n_3 = n_2 + d \times \cos \theta_2' \end{cases} \quad (5)$$

式中:

$$\theta_2' = \begin{cases} \theta_2 + \pi & 0 \leq \theta_2 < \pi \\ \theta_2 - \pi & \pi \leq \theta_2 < 2\pi \end{cases}$$

根据飞机当前位置点 A 和交叉点 C, 计算飞机的应飞航向 θ_0 。

$$\theta_0 = \arctan\left(\frac{e_3 - e_2}{n_3 - n_2}\right) \quad (6)$$

判断 θ_0 和当前航向 θ_1 是否相等。相等表明满足航迹要求。如果不相等, 则根据公式(2)和(3)计算 A 点到 C 的转弯方向 sgn' , 进行转弯调整, 迭代更新 A 点坐标 (e_1, n_1) 及航向 θ_1 , 直至满足要求。

2 航段过渡

飞机完成当前航段飞行要切入到下一航段时, 部分航段之间需要进行航段间的过渡, 航段过渡有飞越转弯和旁切转弯两种过渡形式。

2.1 航段过渡类型选择

常用航段之间的过渡类型如表 3 所示。其中, I 代表过渡类型为飞越转弯, II 代表过渡类型为旁切转弯, N 代表无过渡类型, B 代表两航段之间无法衔接, 即这两种航段不可能作为相邻航段。

表 3 航段过渡类型选择表
Tab. 3 Selection of leg transition types

当前航段	下一航段								
	CD	CF	CI	CR	DF	FA	IF	TF	VA
CD	I	I	I	I	II	I	B	II	I
CF	I	II	II	II	II	N	B	II	II
CI	B	II	B	B	B	II	B	B	B
CR	I	II	I	I	I	II	B	II	I
DF	I	II	I	I	II	II	B	II	I
FA	I	II	I	I	II	I	B	B	I
IF	N	N	N	N	N	N	B	N	N
TF	II	II	II	II	II	II	B	II	II
VA	I	II	I	I	I	I	B	B	I

2.2 航段过渡数学模型

2.2.1 飞越转弯(Fly-Over)

飞机沿当前航路以航向 θ_1 向航路点 A 飞行的过程中, 由于管制规定、空域规划等因素的限制^[10],

要求其在航路点 A 之后, 以转弯半径 r 经 M 点转弯至 K 点, 再以转弯半径 r 反方向转弯至 N 点, 最终切入下一航段, 飞往航路点 B。这种航段过渡为飞越转弯, 称航路点 A 为飞越航路点, 亦称为起始转弯点, N 点为终止转弯点。飞越转弯轨迹如图 5 所示。

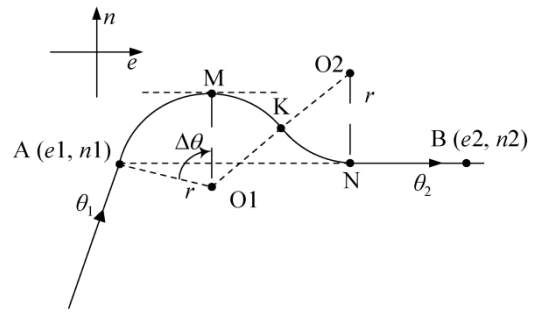


图 5 飞越转弯轨迹

Fig. 5 Trajectory for fly-over

假设航路点 A 和 B 的大地坐标系坐标分别为 (B_1, L_1, H_1) , (B_2, L_2, H_2) , 经坐标变换得到航路点 A 和 B 在地理坐标系下的坐标分别为 (e_1, n_1, u_1) 和 (e_2, n_2, u_2) , 在飞越航路点 A 的航向为 θ_1 。飞越转弯需要确定点 K、N 的坐标, 航向 θ_2 、转弯方向以及转弯角度等参数。

利用公式(6)、(3)和(2)分别求点 A 和 B 之间的航向 θ_2 、转弯方向 sgn 和转弯角度 $\Delta\theta$ 。为方便计算, 作一条平行于直线 AB、切圆弧 AK 于点 M 的辅助线。在地理坐标系 OEN 水平面内利用平面几何关系可以分别求出点 M 和点 N 的坐标:

$$\begin{cases} e_m = e_1 + 2r \times \sin \frac{\Delta\theta}{2} \sin(\theta_1 + \text{sgn} \times \frac{\Delta\theta}{2}) \\ n_m = n_1 + 2r \times \sin \frac{\Delta\theta}{2} \cos(\theta_1 + \text{sgn} \times \frac{\Delta\theta}{2}) \end{cases} \quad (7)$$

$$\begin{cases} e_n = e_1 + r(\sin \Delta\theta + \sqrt{(1 - \cos \Delta\theta)(3 + \cos \Delta\theta)}) \sin \theta_2 \\ n_n = n_1 + r(\sin \Delta\theta + \sqrt{(1 - \cos \Delta\theta)(3 + \cos \Delta\theta)}) \cos \theta_2 \end{cases}$$

分析可知, 点 K 为 MN 的中点, 故点 K 的坐标为:

$$\begin{cases} e_k = \frac{e_m + e_n}{2} \\ n_k = \frac{n_m + n_n}{2} \end{cases}$$

通过坐标变换, 将点 N 和 K 的坐标分别转换成大地坐标系下的坐标。

2.2.2 旁切转弯(Fly-By)

旁切转弯的轨迹模型图与 CF 航段的轨迹模型图近似, 如图 2 所示。飞机从当前位置点 A 向航路点 C 飞行, 在到达距离航路点 C 之前的 D 点时开始进行转弯半径为 r 的转弯至 E 点, 随后飞向航路点 B, 这种过渡方式称为旁切转弯, D 点为转弯起始点, E 点为转弯终止点, 航路点 C 为旁切航路点。旁切转弯与 CF 航段的区别在于旁切转弯的旁切转弯点 C 的位置已知; 而 CF 航段的交叉点 C 的位置需要计算。

旁切转弯中, 需要确定 D 点和 E 点的坐标, 以及航向 θ_1 和 θ_2 、转弯角度 $\Delta\theta$ 、转弯方向 sgn、提前转弯距离 d 等参数。利用公式(7)计算航向角 θ_1 、 θ_2 。根据公式(2)、(3)和(4)分别计算转弯角度 $\Delta\theta$ 、转弯方向 sgn 和提前转弯距离 d。

在地理坐标系水平面 OEN 平面内的, 利用平面几何关系求得转弯起始点 D 的坐标(e_4, n_4):

$$\begin{cases} e_4 = e_3 + d \times \sin \theta'_1 \\ n_4 = n_3 + d \times \sin \theta'_1 \end{cases}$$

其中:

$$\theta'_1 = \begin{cases} \theta_1 + \pi & 0 \leq \theta_1 < \pi \\ \theta_1 - \pi & \pi \leq \theta_1 < 2\pi \end{cases}$$

则转弯终止点 E 的坐标(e_5, n_5)为:

$$\begin{cases} e_5 = e_3 + d \times \sin \theta_2 \\ n_5 = n_3 + d \times \sin \theta_2 \end{cases}$$

3 飞行轨迹仿真

利用上述算法, 参考北京首都国际机场到广州白云机场的航路图及航路约束条件, 对北京首都国际机场(ZBAA)至广州白云国际机场(ZGGG)的飞行轨迹进行了仿真。

3.1 飞行计划的制定与性能参数设置

为确保仿真实现的灵活性, 设置了飞行计划管理页面, 配合导航数据库管理, 可以实现对所要仿真的飞行轨迹、飞机基本性能参数以及初始飞行状态参数等进行设置, 以实现灵活多样的仿真轨迹, 如图 6 所示。

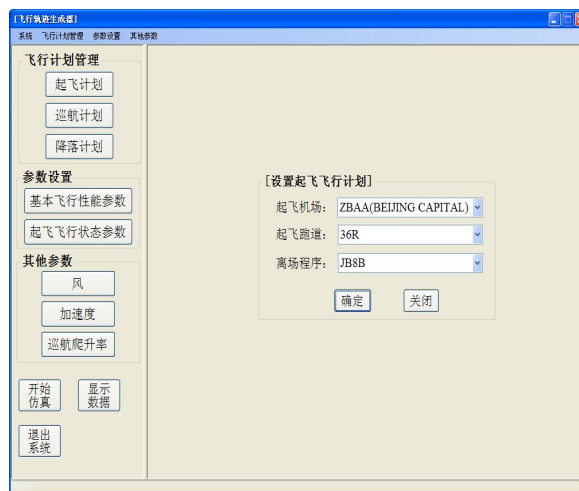


图 6 飞行计划
Fig. 6 Flight plan

3.1.1 飞行计划设定模块

飞行计划设定模块主要实现飞机起飞、巡航以及降落阶段的飞行轨迹的设定与选择。起飞部分主要设定起飞机场、起飞跑道和标准仪表离场程序(SID), 如表 4 所示。

表 4 起飞计划
Tab. 4 Takeoff plan

起飞机场	起飞跑道	标准仪表离场程序(SID)
北京首都国际机场 (ZBAA)	36R	JB8B

降落部分主要用于选择目的机场、降落跑道、标准仪表进场程序(STAR)和进近程序, 如表 5 所示。

表 5 降落计划
Tab. 5 Landing plan

目的机场	降落跑道	标准仪表进场程序(STAR)	进近程序 (APPROACH)
广州白云国际机场(ZGGG)	01	GYA1A	I01-Y

巡航部分主要用来选择途径的航路点以及航路约束, 如表 6 所示。同时可实现巡航阶段的直飞和后续航路点的变更功能。

表 6 巡航阶段计划
Tab. 6 Cruise plan

序号	航路点	经度/°	纬度/°
1	JB	116.198 333	39.0433 33
2	AVNIX	116.075	38.716 667
3	OBLIK	114.525	32.33
4	DAPRO	113.64	29.528 333
5	PAVTU	113.556 667	28.105
6	GYA	112.486 667	23.07



图 7 飞行参数显示

Fig. 7 Display for flight parameters

3.1.2 飞行性能参数设定模块

飞行性能参数设定主要包括飞机基本飞行性能参数和初始飞行状态参数的设定。假设某型号飞机的基本飞行性能参数和初始飞行状态参数如表 7 和 8 所示。

表 7 基本飞行性能参数
Tab. 7 Basic flight performance parameters

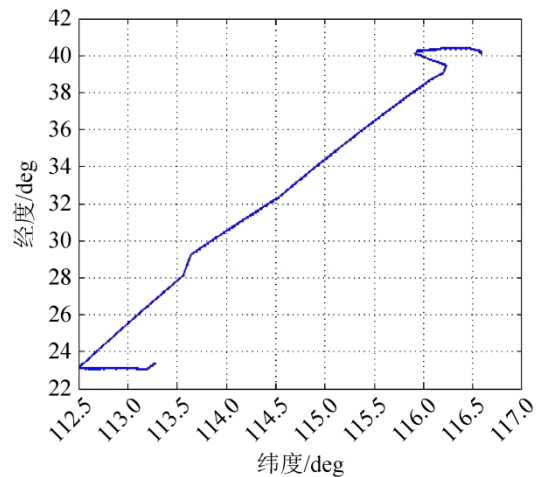
最大飞行速度 /(m/s)	最大加速度 /(m/s ²)	最大滚转 角/°	最大俯仰 角/°
200	0.8	20	20

表 8 初始飞行状态参数
Tab. 8 Initial flight state parameters

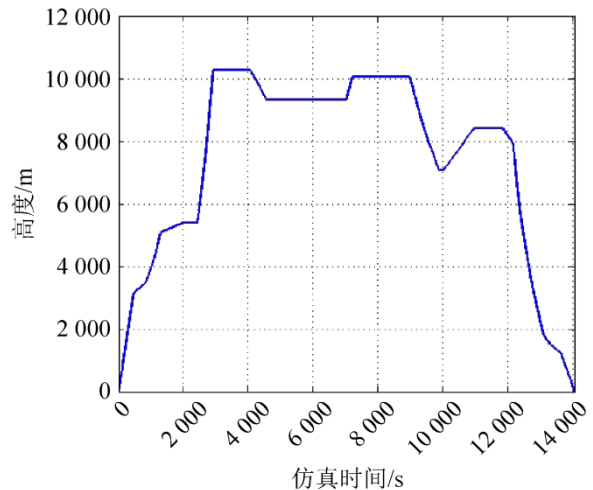
地速/节	航迹角/°	真空速/节	航向/°
146	359	146	35
加速度/(m/s ²)	角速度/(°/s)	俯仰角/°	滚转角/°
0	0	0	0

3.2 仿真结果与分析

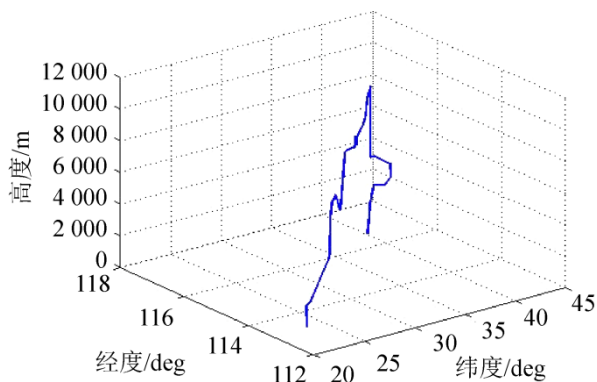
飞行计划和飞行性能参数设定完成后, 即可生成飞行轨迹。飞行轨迹仿真过程中, 假设无侧滑无旁风, 可通过界面输入的方式模拟更改飞行过程中的加速度和巡航阶段的爬升率。同时可以通过界面左下角的显示数据按钮显示某时刻飞机在地图上的位置以及飞行状态参数, 如图 7 所示。完整飞行轨迹及状态参数分别如图 8 和 9 所示。



(a) 水平飞行轨迹



(b) 垂直飞行轨迹



(c) 三维飞行轨迹

图 8 飞行轨迹

Fig. 8 Flight trajectory

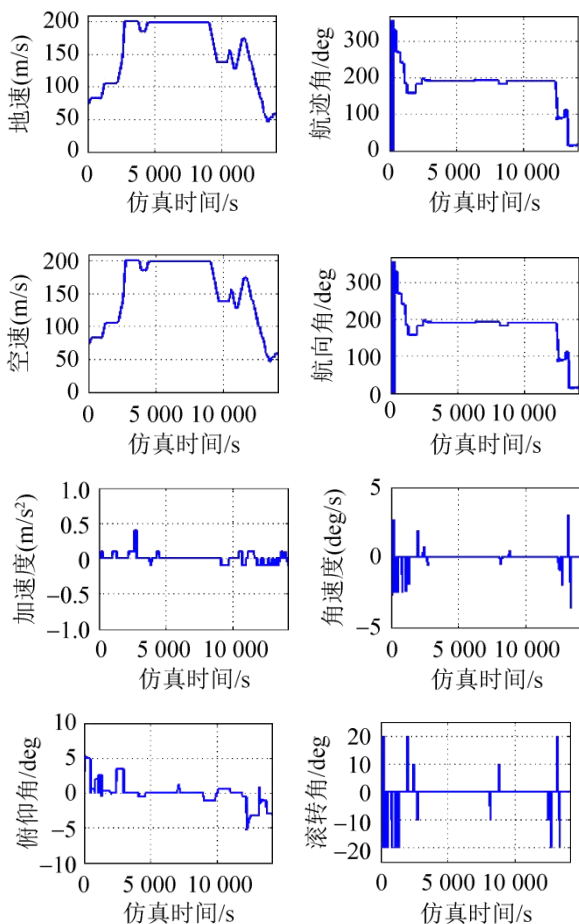


图 9 飞行状态参数

Fig. 9 Flight state parameters

由图 8 和 9 中的数据可以看出, 整个飞行过程中, 该飞机能够完成不同航段和航段间过渡轨迹的生成, 且飞机姿态参数不超过表 7 中的最大容许姿态角。飞行轨迹仿真计算中得到的相关航路点的位

置与表 6 中的位置数据偏差均小于 $6 \times 10^{-5}^\circ$, 表 9 中给出了仿真轨迹最后位置点与航路要求位置点之间的偏差值, 该偏差值符合航路安全要求, 可用于 BDS 接收机性能测试的轨迹仿真。

表 9 最后时刻飞机的参数
Tab. 9 Last minute flight parameters

飞机位置/ $^\circ$	航向/ $^\circ$	与目标航迹偏差	
		位置误差/ $^\circ$	航向误差/ $^\circ$
经度:		经度差:	
113.28344607	15.83329044	0.00005993	0.16670956
纬度:		纬度差:	
23.37674992		0.00019508	

4 结论

本文设计开发了基本飞行程序航迹约束的飞行轨迹仿真生成器。仿真实验结果证明, 该生成器可以根据航迹约束要求, 生成完整飞行轨迹且从仿真数据可以看出, 此飞行轨迹仿真生成器输出的模拟飞行轨迹数据及飞行状态数据精度高, 符合航路安全要求。参数可动态灵活设置, 适应 BDS 接收机多动态环境的要求, 可以为北斗卫星机载接收机的性能测试提供良好的飞行轨迹数据。

参考文献:

[1] 刘竞超, 邓中亮. 基于 ARM+FPGA 的北斗接收机设计[J]. 计算机工程与软件, 2014(12): 38-40.
Liu Jingchao, Deng Zhongliang. Design of BDS receiver based on ARM and FPGA[J]. Computer Engineering & Software, 2014(12): 38-40.

[2] 吴海玲, 薛瑞, 王志鹏. 北斗卫星导航系统的国际民航标准化之路[J]. 高科技与产业化, 2014(6): 54-59.
Wu Hailing, Xue Rui, Wang Zhipeng. The international civil aviation standardization of Beidou satellite navigation system[J]. High-Technology & Industrialization, 2014(6): 54-59.

[3] 韩峰. 飞机四维飞行轨迹预测的解算与综合[D]. 天津: 中国民航大学, 2006: 23-29.
Han Feng. Calculation and Synthesis of 4D Flight Trajectory Prediction[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2006: 23-29.

(下转第 293 页)