

8-17-2020

## General Modeling Method of Aircraft Constant-Altitude Flight

Xiaowen Duan

*School of Electronic and Information, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;*

Xiaoguang Gao

*School of Electronic and Information, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;*

Li Bo

*School of Electronic and Information, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, 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 Paper 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.

---

## General Modeling Method of Aircraft Constant-Altitude Flight

### Abstract

**Abstract:** An algorithm for the aircraft constant-altitude long-distance flight consider earth curvature studied. *The required overload was calculated using the error between the real position and the ideal trajectory for two basic long-distance flight styles, i.e. great circle flight and circular flight, the simulation model of the two basic constant-altitude flight styles was established. On this basis, taking the modeling of constant-altitude box maneuvering and 8-shape constant-altitude flight as an example, the modeling process of constant-altitude combined model was studied.* The simulation result shows the constant-altitude flight model can be widely used, easily implemented and easily expanded. Meanwhile, the model has little requirement for aircraft maneuvering capability and can achieve more precise constant-altitude controlling under different conditions.

### Keywords

constant altitude, great circle flight, circular flight, box maneuvering, 8-shape maneuvering

### Recommended Citation

Duan Xiaowen, Gao Xiaoguang, Li Bo. General Modeling Method of Aircraft Constant-Altitude Flight[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(2): 307-315.

## 一种飞行器定高飞行通用建模方法

段晓稳, 高晓光, 李波

(西北工业大学电子信息学院, 陕西 西安 710129)

**摘要:** 研究在考虑地球曲率情况下飞行器按指定高度长距离飞行问题。通过计算实时轨迹和理想轨迹的偏差, 给出飞行器进行定高大圆飞行和定高圆周飞行时所需过载的实时计算方法, 并建立这两种基本定高飞行方式的仿真模型。在此基础上, 以定高船型和定高 8 字型机动建模为例, 研究了定高组合模型的建模过程。仿真结果表明, 所建立定高飞行模型具有强通用性、易实现性和易扩展性的特点、对飞行器的机动能力要求较弱且可在不同条件下实现较高精度的定高控制。

**关键词:** 定高; 大圆飞行; 圆周飞行; 船型机动; 8 字型机动

中图分类号: TJ765 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2016) 02-0307-09

## General Modeling Method of Aircraft Constant-Altitude Flight

Duan Xiaowen, Gao Xiaoguang, Li Bo

(School of Electronic and Information, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

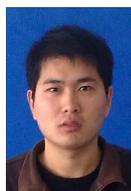
**Abstract:** An algorithm for the aircraft constant-altitude long-distance flight consider earth curvature studied. The required overload was calculated using the error between the real position and the ideal trajectory for two basic long-distance flight styles, i.e. great circle flight and circular flight, the simulation model of the two basic constant-altitude flight styles was established. On this basis, taking the modeling of constant-altitude box maneuvering and 8-shape constant-altitude flight as an example, the modeling process of constant-altitude combined model was studied. The simulation result shows the constant-altitude flight model can be widely used, easily implemented and easily expanded. Meanwhile, the model has little requirement for aircraft maneuvering capability and can achieve more precise constant-altitude controlling under different conditions.

**Keywords:** constant altitude; great circle flight; circular flight; box maneuvering; 8-shape maneuvering

## 引言

在对导弹、作战飞机等进行作战模拟时, 若作战半径 < 50 km, 则可将地球表面假设为平面而忽略地球曲率的影响<sup>[1]</sup>。而当作战半径继续扩大时, 地球曲率将成为必须考虑的因素, “局部平面”的假设将导致模拟结果失真。基于实际需求(如研究巡航

导弹定高掠地或掠海平飞时的作战效能等<sup>[2-5]</sup>), 经常需要对飞行器在各种定高飞行航线下的指标性能进行研究。当前针对定高飞行的研究可主要分为 3 个方面: 1、飞行器沿预定定高航线飞行的精确控制问题<sup>[1,6]</sup>; 2、在定高飞行前提下为实现控制目标最优的参数控制策略问题<sup>[7-10]</sup>; 3、在既定目标下进行定高飞行时的飞行高度确定问题<sup>[11-12]</sup>。其中针对飞行器沿预定定高航线飞行精确控制方法的研究是进行其他定高研究的基础。常见的定高飞行一般表现为定高大圆飞行、定高圆周运动或以这两种定高飞行方式为元素组合演化而来的定高



收稿日期: 2014-10-09 修回日期: 2015-05-08;  
基金项目: 国家自然科学基金(61305133); 航天技术  
支撑基金(2013-HT-XGD); 中央高校基本科研业务费  
专项资金(3102015BJ(II)GH01);  
作者简介: 段晓稳(1987-), 男, 陕西咸阳, 博士  
生, 研究方向为航空火力控制。

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

飞行方式, 如文献[6]中指出的在进行边境巡逻、侦查、待机、寻找地面目标时常用的机动模式“双 180 巡逻飞行”(在本文中称为“船型机动”)和“8 字巡逻飞行”均是由 2 段定高大圆飞行和 2 段定高圆周飞行组成的。本文的研究即是为了解决怎样准确地控制飞行器沿定高大圆轨迹、定高圆周轨迹或两者组成的复合轨迹飞行的问题, 为其它关于定高飞行的研究提供支撑。

针对上述定高飞行轨迹控制问题, 已有大量文献进行了研究。例如, 文献[1]针对无人机的定高大圆飞行问题提出了一种大圆航线导航控制方法。该方法涉及到升降舵偏转角、方向舵偏转角和飞机的气动导数等众多性能参数, 实际中不易实现。同时, 该方法无法应用于与无人机具有不同气动外形的飞行器, 即不具有通用性。文献[9,13-14]提出一种定高大圆飞行控制方法, 该方法中涉及到阻力极线、诱导阻力系数、空气密度等众多参数, 所以实际中不易实现。文献[15]提出一种定高控制方法, 但方法中仅考虑了高度和俯仰角与预期之间的偏差, 并未考虑方位与预期的偏差, 所以不能对定高大圆飞行过程中的方位偏差进行修正。

可以看出, 现有关于定高飞行的研究在通用性及易实现性等方面存在不足。针对上述问题, 本文建立基于过载控制的定高飞行模型。所建立定高飞行模型包括定高大圆飞行模型、定高圆周飞行模型和定高组合模型, 具有通用性强(无需考虑飞行器的气动外形)、易于实现(几乎无需考虑飞行器的性能参数)及易于扩展(可将定高大圆飞行模型和定高圆周飞行模型扩展为各种复杂的定高组合模型)的特点。同时, 所建立模型对飞行器的机动能力要求较弱且可在不同的使用条件下实现较高精度的定高控制。

## 1 定高大圆飞行模型

定高大圆飞行是指在给定高度  $H_n$  沿同一个地球大圆平面的飞行, 如图 1 所示。2 个等高航路点间的所有定高飞行航线中, 由 2 个等高航路点和地

心确定的大圆航线是最短的<sup>[16]</sup>, 所以本文首先对基于“两个等高航路点”的定高大圆飞行展开研究。控制飞行器沿大圆定高飞行, 核心是控制其飞行过程中的实时过载。在本部分中将给出飞行器在“两个等高航路点”间进行定高大圆飞行时所需实时过载的计算方法。文中取地球等效半径为  $R$ 、2 个等高航路点的经纬高分别为  $(\lambda_1, \varphi_1, H_n)$  和  $(\lambda_2, \varphi_2, H_n)$ 、飞行器的速度大小为  $V_n$  (本文假设飞行器在做定高飞行时速度大小是恒定的<sup>[17]</sup>, 但文中给出的方法仍然适用于变速定高飞行)。

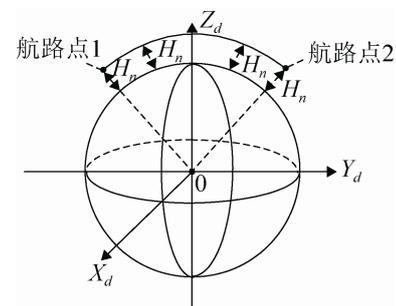


图 1 飞行器沿大圆定高飞行示意图

为表述方便起见, 将本部分中需要用到的坐标系说明如下:

### (1) 地心直角坐标系 (" $R_d$ " 坐标系)

坐标原点为地心,  $X_d$  轴在赤道平面内并指向首子午线方向,  $Z_d$  轴指向北极,  $Y_d$  轴通过右手法则确定。

### (2) 当地北天东坐标系 (" $R_g$ " 坐标系)

坐标原点为位于地面上的选定点,  $X_g$  轴指向其正北方向,  $Y_g$  轴指向天,  $Z_g$  轴指向其正东方向。

### (3) " $R_{g2}$ " 坐标系

" $R_{g2}$ " 坐标系的坐标原点为地心, 各轴指向与 " $R_g$ " 的各轴指向对应一致。

在 " $R_g$ " 坐标系下表示飞行器的大圆定高飞行轨迹是最直观的, 所以需要将飞行器的经纬高坐标转换为在 " $R_g$ " 坐标系下的直角坐标。可以通过首先将经纬高坐标转换为 " $R_d$ " 坐标系下的直角坐标, 然后将 " $R_d$ " 坐标系下的直角坐标转换为 " $R_{g2}$ " 坐标系下的坐标, 最后将 " $R_{g2}$ " 坐标系下的坐标转化到 " $R_g$ " 坐标系下去实现。

飞行器沿大圆定高飞行时的所需实时过载在 " $R_{g2}$ " 坐标系下的表示  $n_{g2}$ , 可根据飞行器实际飞行航线与理想大圆航线之间的实时偏差来计算。取  $\Delta H$  为高度上的偏差,  $\Delta N$  为航线在  $e_{g2}^0$  方向上的偏差, 其中  $e_{g2}^0$  为由 2 个预置航路点和地心所确定的大圆航线平面的法向量在 " $R_{g2}$ " 坐标系下的表示。取  $r_{g2}$  表示 " $R_{g2}$ " 坐标系下从地心指向飞行器当前位置的向量,  $r_{g2}^0$  为  $r_{g2}$  对应的单位向量, 则

$$n_{g2} = (n_H + 1 - \tau) \cdot r_{g2}^0 + n_N \cdot e_{g2}^0 \quad [18-19] \quad (1)$$

$$\text{式中 } n_H = -C_1 \cdot \Delta H - C_2 \cdot \Delta \dot{H} \quad [20-22] \quad (2)$$

其中  $n_H$  作为  $r_{g2}^0$  的系数, 实现对高度偏差的调节。

$$n_N = -C_1 \cdot \Delta N - C_2 \cdot \Delta \dot{N} \quad (3)$$

其中:  $n_N$  作为  $e_{g2}^0$  的系数, 实现对  $e_{g2}^0$  方向上偏差的调节;  $C_1$  和  $C_2$  分别表示飞行器在高度方向和  $e_{g2}^0$  方向上的距离偏差及偏差变化率调节系数。

$$\tau = V_n^2 / (g \cdot |r_{g2}|) \quad (4)$$

其中:  $\tau$  表示向心加速度所对应过载的大小;  $g$  表示重力加速度。

高度方向上的偏差  $\Delta H$  及其变化率  $\Delta \dot{H}$  可根据式(5)和(6)计算得到:

$$\Delta H = H - H_n \quad (5)$$

其中:  $H$  表示飞行器的当前海拔高度。

$$\Delta \dot{H} = (V_g^T \cdot d_t) \cdot r_{g2}^0 \quad (6)$$

其中:  $V_g$  为飞行器在 " $R_{g2}$ " 坐标系下的实时速度。对  $V_g$  进行初始化时要求其模等于  $V_n$ , 且为了使大圆飞行轨迹尽可能平滑, 可将速度方向初始化为由 2 个预置航路点确定的大圆在起始航路点处的切向。  $d_t$  表示积分步长。

" $R_{g2}$ " 方向上的偏差  $\Delta N$  及其变化率  $\Delta \dot{N}$  可根据式(7)和(8)计算得到:

$$\Delta N = r_{g2}^T \cdot e_{g2}^0 \quad (7)$$

$$\Delta \dot{N} = (V_g^T \cdot d_t) \cdot e_{g2}^0 \quad (8)$$

$$\text{其中 } e_{g2}^0 = f_g / f \quad f_g = P_{1g}^0 \times P_{2g}^0 \quad (9)$$

$f$  为  $f_g$  的模,  $P_{1g}^0$  和  $P_{2g}^0$  分别为 " $R_{g2}$ " 坐标系下地心指向预置航路点 1 和 2 的单位矢量。

飞行器在 " $R_{g2}$ " 坐标系下的实时速度和实时矢径可根据式(10)和(11)计算得到:

$$V_g(t + d_t) = V_n \cdot V_d^0(t + d_t) \quad (10)$$

$$r_{g2}(t + d_t) = r_{g2}(t) + V_g(t + d_t) \cdot d_t \quad (11)$$

其中:  $n_{g2}(t + d_t)$  和  $V_g(t + d_t)$  分别表示飞行器在  $t + d_t$  时刻的过载矢量和速度矢量;  $r_{g2}(t)$  和  $r_{g2}(t + d_t)$  分别表示飞行器在  $t$  时刻和  $t + d_t$  时刻的位移矢量;  $V_d^0(t + d_t)$  为  $V_g(t) + (n_{g2}(t + d_t) - r_{g2}^0(t + d_t)) \cdot g \cdot d_t$  对应的单位向量。在本文中, 所有仿真模型均采用这种速度和位移更新方法。

## 2 定高圆周飞行模型

与定高大圆飞行类似, 定高圆周飞行同样是飞行器进行定高飞行时常用的一种飞行方式。不同的是, 定高圆周飞行是指在不变高度上进行的圆周飞行, 其整个飞行过程并非在同一个大圆平面内完成, 如图 2 所示。表示飞行器圆周飞行时的圆心和半径分别为  $O_s$  和  $R_s$ , 且飞行器按顺时针飞行。

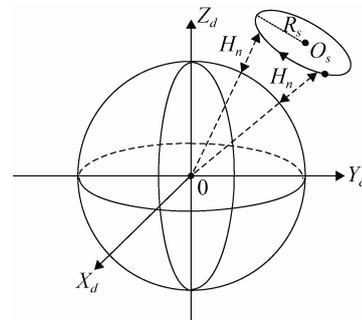


图 2 飞行器定高圆周飞行示意图

在控制飞行器进行定高度圆周飞行时, 其核心同样是控制飞行过程中的实时过载。飞行器在给定高度  $H_n$  进行圆周飞行时的所需实时过载在 " $R_{g2}$ " 坐标系下对应的矢量  $n_{g2}$  可以通过式(12)计算得到:

$$n_{g2} = (n_H + 1 - \tau) \cdot r_{g2}^0 + j \cdot n_N \cdot e_{g2}^0 \quad (12)$$

其中:  $n_H$ ,  $\tau$  和  $r_{g2}^0$  的含义及计算方法与第 1 部分中一致;  $e_{g2}^0$  表示在 " $R_{g2}$ " 坐标系下由飞行器实时位置指向圆周飞行中心的单位向量, 可根据式(13)计算得到。

$$e_{g2}^0 = f_g / f \quad f_g = r_{g2} \times V_g \quad (13)$$

$j$  用来表征圆周飞行的方向, 且

$$j = \begin{cases} -1 & \text{顺时针飞行} \\ 1 & \text{逆时针飞行} \end{cases} \quad (14)$$

$n_N$  表示  $n_{g2}$  在  $e_{g2}^0$  方向上分量的大小, 其值恒定。可根据式(15)计算得到:

$$n_N = V_n^2 / (g \cdot R_s) \quad (15)$$

$R_s$  表示飞行器定高圆周飞行时的半径, 值得注意的是,  $R_s$  必须不小于对应于  $V_n$  和最大法向过载  $n_{max}$  时的最小转弯半径  $R_{min}$ , 即  $R_s \geq R_{min}$ ,  $R_{min}$  可根据  $R_{min} = V_n^2 / (g \cdot n_{max})$  计算得到。

### 3 定高组合模型

实际上, 飞行器的复杂定高飞行轨迹一般可以通过多段定高大圆飞行轨迹和定高圆周飞行轨迹组合而成。下面分别以预警机巡逻过程中常采用的定高船型机动和定高 8 字型机动为例来说明定高组合模型的构建过程。

定高船型机动和定高 8 字型机动的三维示意图分别如图 3~4 所示。

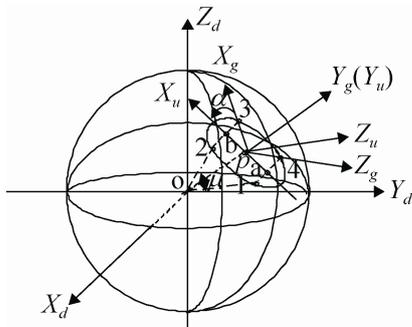


图 3 定高船型机动三维示意图

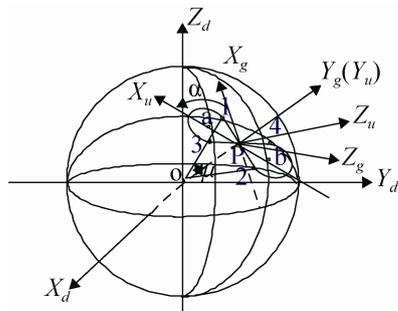


图 4 定高 8 字型机动三维示意图

可以看出, 两种定高组合飞行方式均可分解为两段定高大圆飞行和两段定高圆周飞行, 称 1, 2, 3, 4 点为巡逻机动的 4 个特征点, 设大圆段的长度为  $D_s$ 、圆弧段的半径为  $R_s$ ,  $a$ ,  $b$  分别为 2 段圆弧的圆心,  $p$  为巡逻区域的中心。

本部分中引入新坐标系 " $R_u$ ", 其坐标原点为预定船形/8 字型机动的巡逻中心  $p$  在地面上的投影点,  $X_u$  轴是通过将 " $R_g$ " 坐标系的  $X_g$  轴逆时针旋转  $\alpha$  后获得,  $Y_u$  轴由  $p$  点指向天,  $Z_u$  轴通过右手定则确定。 $\alpha$  是 " $R_g$ " 坐标系的  $X_g$  轴与预定船型/8 字型航迹的大圆飞行段之间的夹角, 且  $\alpha$  以 " $R_g$ " 坐标系的  $X_g$  轴逆时针旋转到与 " $R_u$ " 坐标系的  $X_u$  轴重合为正。船型/8 字型机动的飞行方向  $j$  根据圆弧 2-3/3-1 段的顺逆来确定。图和图中坐标系 " $R_{u2}$ " 的坐标原点为地心, 各轴指向与 " $R_u$ " 的各轴指向对应一致。

对于定高船型机动来说, 取

$$\mu_b = \frac{D_s}{R + H_n} \quad (16)$$

表示 1-2 段所对应的圆心角大小。

$$\theta_b = \frac{2R_s}{R + H_n} \quad (17)$$

表示 1-4 段所对应的圆心角大小。

$$\begin{cases} T_1 = \sin(\mu_b / 2) \cdot \cos(\theta_b / 2) \\ T_2 = \cos(\mu_b / 2) \cdot \cos(\theta_b / 2) \\ T_3 = \sin(\theta_b / 2) \end{cases} \quad (18)$$

则可通过式(19)计算图中 1, 2, 3, 4 点的坐标, 这些坐标均基于 " $R_{u2}$ " 坐标系:

$$\begin{cases} q_1 = (R + H_n) \cdot (-T_1 \ T_2 \ j \cdot T_3)^T \\ q_2 = (R + H_n) \cdot (T_1 \ T_2 \ j \cdot T_3)^T \\ q_3 = (R + H_n) \cdot (T_1 \ T_2 \ -j \cdot T_3)^T \\ q_4 = (R + H_n) \cdot (-T_1 \ T_2 \ -j \cdot T_3)^T \end{cases} \quad (19)$$

飞行器顺时针完成定高船型机动时其特征点  $q_k$  与图中的第  $k$  点对应,  $k = 1, 2, 3, 4$ 。

对于定高 8 字型机动来说, 取

$$\mu_8 = \frac{D_s}{R + H_n} \quad (20)$$

表示 1-2 段所对应的圆心角大小。

$$\theta_8 = 2\arctan \frac{2R_s}{D_s} \quad (21)$$

表示 1~3 段所对应的圆心角大小。

$$\begin{cases} T_1 = \sin(\mu_8 / 2) \cdot \sin(\theta_8 / 2) \\ T_2 = \cos(\mu_8 / 2) \\ T_3 = \sin(\mu_8 / 2) \cdot \cos(\theta_8 / 2) \end{cases} \quad (22)$$

则可通过式(23)计算图中 1, 2, 3, 4 点的坐标, 这些坐标均基于“ $R_{u2}$ ”坐标系:

$$\begin{cases} \mathbf{q}_1 = (R + H_n) \cdot (-j \cdot T_1 \quad T_2 \quad T_3)^T \\ \mathbf{q}_2 = (R + H_n) \cdot (j \cdot T_1 \quad T_2 \quad -T_3)^T \\ \mathbf{q}_3 = (R + H_n) \cdot (-j \cdot T_1 \quad T_2 \quad -T_3)^T \\ \mathbf{q}_4 = (R + H_n) \cdot (j \cdot T_1 \quad T_2 \quad T_3)^T \end{cases} \quad (23)$$

飞行器顺时针完成定高 8 字型机动时其特征点  $\mathbf{q}_k$  与图 4 中的第  $k$  点对应,  $k = 1, 2, 3, 4$ 。

计算出各特征点在“ $R_{u2}$ ”坐标系下的坐标  $\mathbf{q}_k$  之后, 还需将  $\mathbf{q}_k$  统一到“ $R_{g2}$ ”坐标系下表示, 设向量  $\mathbf{q}_k$  在“ $R_{g2}$ ”坐标系下所对应向量为  $\mathbf{q}_{kg}$ , 则可通过式(24)进行转换:

$$\mathbf{q}_{kg} = \mathbf{A}(\alpha) \times \mathbf{q}_k \quad (24)$$

$$\text{其中 } \mathbf{A}(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos(\alpha) & 0 & \sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{pmatrix} \quad (25)$$

为“ $R_{u2}$ ”坐标系到“ $R_{g2}$ ”坐标系的转换矩阵, 将  $\mathbf{q}_{kg}$  单位化之后可以得到对应的单位矢量  $\mathbf{q}_{kg}^0$ 。

当飞行器处于定高大圆飞行段时, 所需实时过载可通过式(26)计算得到; 当飞行器处于定高圆周飞行段时, 所需实时过载可通过式(27)计算得到。

大圆飞行段向圆弧段转弯的条件是

$$(\mathbf{r}_{g2}^0 - \mathbf{q}_{2kg}^0)^T \cdot (\mathbf{r}_{g2}^0 - \mathbf{q}_{2kg}^0) < (V_n \cdot d_t / |\mathbf{r}_{g2}|)^2 \quad (26)$$

即根据飞行器当前位置与对应转弯点所确定的弧的弧度来决定飞行器当前是否应该转弯。

圆弧段向大圆飞行段转弯的条件是

$$|\mathbf{r}_{g2}^0 - \mathbf{q}_{(2k-1)g}^0| \cdot \mathbf{e}_{g2}^0 < V_n \cdot d_t / |\mathbf{r}_{g2}| \quad (27)$$

即根据飞行器当前位置到即将转入的大圆平面的垂直距离来决定飞行器当前是否应该转弯。在式(26)~(27)中,  $k$  取 1 或 2。

综上所述可以看出, 定高组合模型的建立过程可以概括为以下 3 个步骤:

- 1) 计算定高组合飞行轨迹的各特征点坐标;
- 2) 确定各定高飞行阶段的过载计算方法;
- 3) 确定定高大圆飞行段与定高圆周飞行段的相互转换条件。

建立定高组合模型之后, 还必须研究所建立模型的定高控制精度问题。结合式(1), (12), (26), (27)等可以看出, 定高控制精度可能与预定飞行高度、圆周飞行半径、大圆飞行段长度和飞行速度等因素相关, 故将在仿真算例部分对各因素的影响程度展开研究。

为了更加清楚地描述针对定高飞行模型的求解方法, 给出定高飞行模型求解方法示意图见图 5。

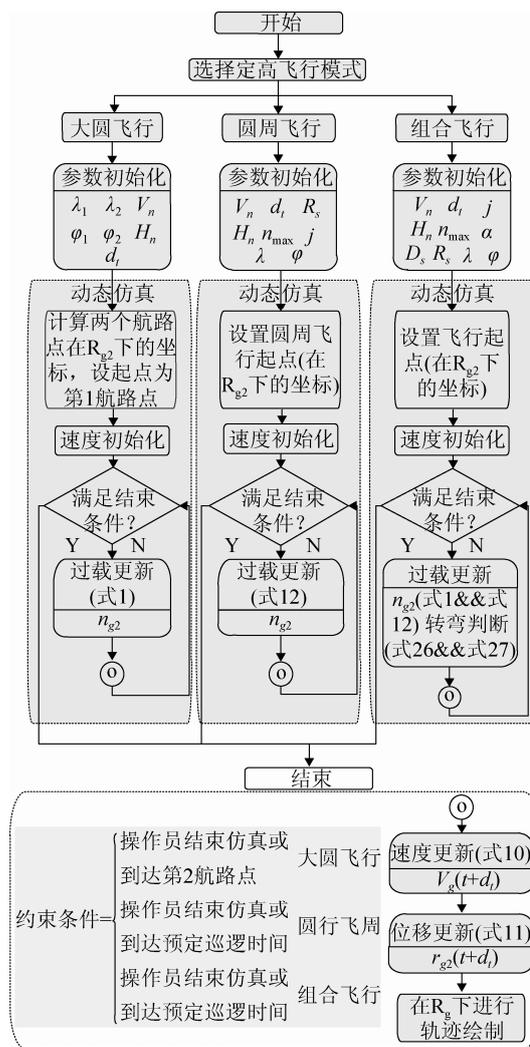


图 5 定高飞行模型求解方法示意图

## 4 仿真算例

下面基于第 3 部分中建立的定高船型机动模型, 对如表 1 所列的想定进行仿真模拟。

表 1 想定参数列表

| 参数          | 参数值                              |
|-------------|----------------------------------|
| 地球等效半径/m    | 6 378 137                        |
| 预警机速度/(m/s) | 250                              |
| 最大法向过载      | 3                                |
| 预定飞行高度/m    | 5 000                            |
| 机动方向        | 顺时针                              |
| 区域中心经纬高     | (109.242 500, 34.648 335, 5 000) |
| 大圆飞行段长度/km  | 20                               |
| 圆弧段半径/km    | 5                                |
| 偏角/rad      | 0                                |
| 仿真步长/s      | 0.5                              |
| $C_1/C_2$   | 0.025/0.07                       |
| 初始位置        | 航路点 1                            |

图 6~8 分别给出了一个周期内 1~2 大圆段、2~3 圆弧段、3~4 大圆段和 4~1 圆弧段的高度曲线图、高度方向过载曲线图和方位方向过载曲线图, 且各阶段信息按照“实线-虚线-实线-虚线”的次序依次展示。图 9 给出了预警机在“ $R_g$ ”坐标系下的船型机动轨迹。

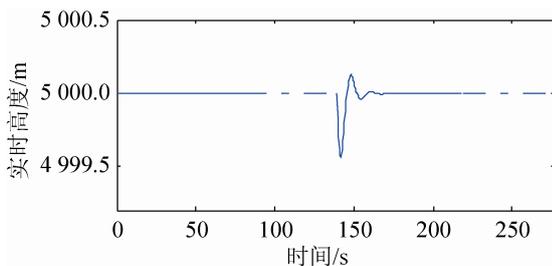


图 6 单个周期内高度曲线

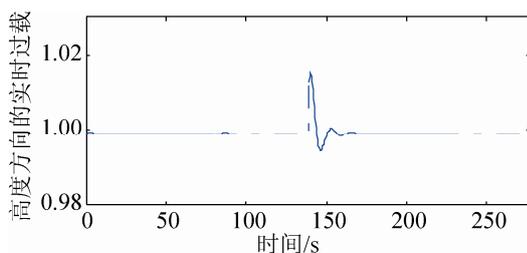


图 7 单个周期内高度方向的过载曲线

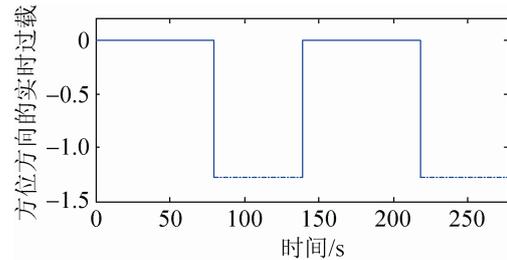


图 8 单个周期内方位方向的过载曲线

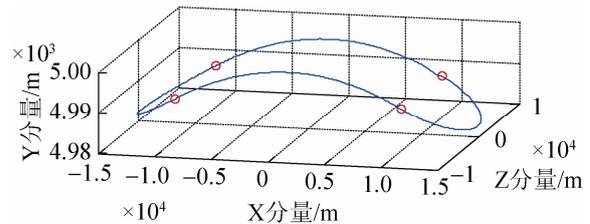


图 9 “ $R_g$ ”坐标系下定高船型机动轨迹

从图 6 可以看出, 在船型机动的 4 个阶段内部高度均基本保持在 4 999.9 m 左右, 所以定高大圆飞行与定高圆周飞行在高度控制方面精度非常接近, 而在定高大圆飞行与定高圆周飞行相互过渡过程中高度虽有波动但幅度很小, 所以可得所建立模型在高度控制方面满足要求。

从图 7 以看出, 在船型机动的 4 个阶段内部高度方向的过载均基本保持在 1.00 左右, 所以定高大圆飞行与定高圆周飞行在高度方向过载方面非常接近, 而在定高大圆飞行与定高圆周飞行相互过渡过程中高度方向的最大过载仅为 1.02, 所以可得所建立模型在高度方向对预警机的机动能力要求很弱。

从图 8 以看出, 在船型机动的大圆飞行阶段方位方向的过载恒定为 0, 而在圆周飞行阶段方位方向的过载恒定为 1.28。结合图 7~8 可以看出, 定高大圆飞行和定高圆周飞行的主要不同之处正是方位方向的过载控制量。同时, 由于圆周飞行阶段方位方向的过载  $n_N \leq n_{\max}$ , 所以满足预警机的机动能力约束。

结合图 6~9 可以看出, 依据建立的船型机动模型, 不仅可以控制预警机实现预期的船型航线飞行, 而且对预警机的机动能力要求很弱, 因此可广泛应用于对各类飞行器的定高船型机动研究中。

图 10 给出了不考虑地球曲率时整个船型机动过程中预警机在“ $R_g$ ”坐标系下  $X_g$  轴分量与其实时高度的关系, 可以看出预警机在整个飞行过程中的最大高度已达到 5 052 m, 较大偏离了预期的 5 000 m。可以想象随着船型区域的逐步扩大, 预警机整个船型机动过程中的高度偏差将呈加剧之势。图 11 给出了预警机在整个飞行过程中最大高度随大圆飞行段长度的变化趋势图。

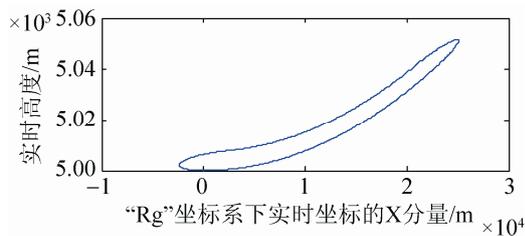


图 10 不考虑地球曲率时, 船型机动实时高度曲线

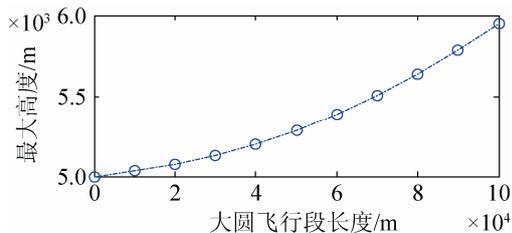


图 11 最大高度随大圆飞行段长度变化趋势图

结合图 6~11 可以看出, 基于定高大圆飞行模型和定高圆周飞行模型扩展而成的定高船型机动模型具有较好的实现效果, 体现了所建立定高飞行模型较好的可扩展性。

同时, 为了研究各因素对定高控制误差的影响程度, 图 12~15 反映了定高船型机动过程中定高控制误差随预定飞行高度、圆周飞行半径、大圆飞行段长度和飞行速度的变化过程:

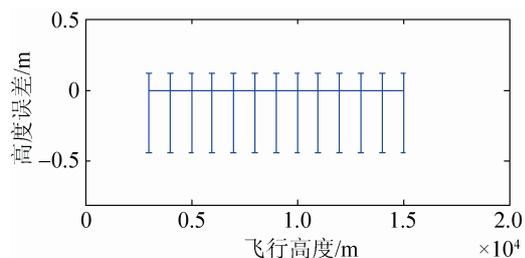


图 12 高度误差随预定飞行高度变化过程图

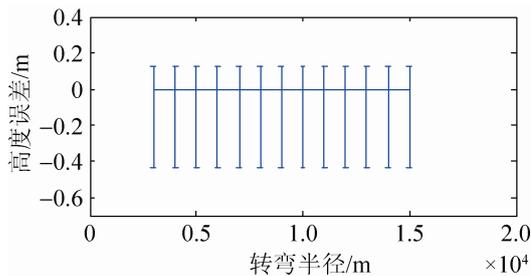


图 13 高度误差随圆周飞行半径变化过程图

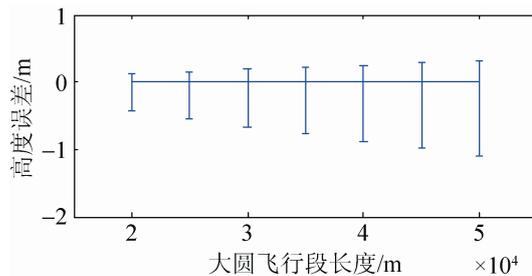


图 14 高度误差随大圆飞行段长度变化过程图

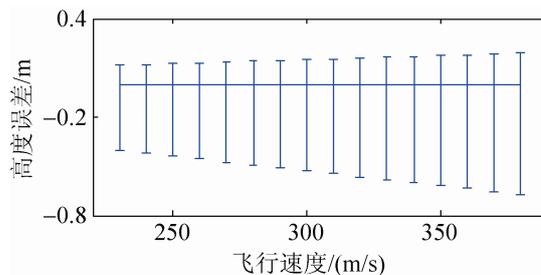


图 15 高度误差随飞行速度变化过程图

从图 12~13 可以看出, 在预定飞行高度(圆周飞行半径)从 3 000~15 000 m 的变化过程中, 所提出定高船型机动模型的定高控制误差一直保持在 0.439 m 且定高控制误差不随预定飞行高度(圆周飞行半径)的变化而变化, 所以预定飞行高度和圆周飞行半径的变化对定高控制误差无影响。

从图 14~15 可以看出, 在大圆飞行段长度(飞行速度)从 20~50 km(230~380 m/s, 其中 380 m/s 通过  $V_n \leq \sqrt{n_{\max} \cdot g \cdot R_s}$  计算得到)的变化过程中, 所提出定高船型机动模型的定高控制误差随大圆飞行段长度(飞行速度)的增加呈增大趋势, 同时误差仍旧保持在相对较低水平。

为了对比各因素对定高控制误差的影响程度, 以  $DH(F, pS - pE)$  表示因素  $F$  从  $pS$  变化到  $pE$  形成的定高控制误差变化量, 结合图 12~15 可以看

出： $DH(H_n, 3\ 000 - 15\ 000\ \text{m}) = 0\ \text{m}$ ； $DH(R_s, 3\ 000 - 15\ 000\ \text{m}) = 0\ \text{m}$ ； $DH(D_s, 20 - 50\ \text{km}) = 1.091 - 0.439 = 0.652\ \text{m}$ ； $DH(V_n, 230 - 380\ \text{m/s}) = 0.672 - 0.404 = 0.268\ \text{m}$ 。

所以

$$DH(D_s, 20 - 50\ \text{km}) = \frac{0.652}{0.268} DH(V_n, 230 - 380\ \text{m/s}) = 2.433 DH(V_n, 230 - 380\ \text{m/s})$$

即  $DH(D_s, \Delta = 10\ \text{km}) = 1.2 DH(V_n, \Delta = 100\ \text{m/s})$ 。

可以看出，大圆飞行段长度变化 10 km 时形成的定高控制误差为飞行速度变化 100 m/s 时形成的定高控制误差的 1.2 倍。

综合图 12~15 可以看出，预定飞行高度和圆周飞行半径对定高控制精度无影响，而大圆飞行段长度和飞行速度对定高控制精度具有一定影响但仍在可接受范围之内，所提出模型对不同的预定飞行高度、圆周飞行半径、大圆飞行段长度和飞行速度均能实现较高精度的定高控制。

## 5 结论

本文首先通过对飞行器定高飞行问题进行建模需求分析并剖析现有定高飞行建模方法存在的不足，分别针对定高大圆飞行和定高圆周飞行两种常用的定高飞行方式建立了基于过载控制的运动模型；然后以预警机巡逻过程中常采用的定高船型机动和定高 8 字型机动为例说明了定高组合模型的构建过程；在仿真部分，对飞行器定高船型机动过程进行了仿真模拟，并通过对飞行器在单个周期内的飞行高度、高度方向过载及方位方向过载进行逐一分析，证明了所提出模型具有通用性强、易于实现及易于扩展的特点。为了证明所提出定高飞行模型的相对优越性，与现有研究成果进行对比。并在仿真部分的最后，针对相关因素对定高控制精度的影响程度进行了仿真分析。

## 参考文献：

[1] 彭劲松, 秦永元. 大圆航线导航与控制律设计 [J]. 火力与指挥控制, 2007, 32(6): 62-66.

- [2] 陈光学, 余旭东. 亚声速等高飞行固体火箭方案设计 [J]. 固体火箭技术, 2002, 5(4): 1-5.
- [3] C Wang, Y Lin, H Chen. Accurate altitude control of autonomous underwater vehicle [C]// Proceedings of the 2013 IEEE International Conference on Underwater Technology Symposium. USA: IEEE, 2013, 5: 1-3.
- [4] 杜永翔, 林新. 态势推演系统中飞机过渡段航迹规划算法研究 [J]. 系统仿真学报, 2013, 25(8): 1721-1725.
- [5] Seng K G, Robert F, Salah S. Real-Time decentralized search with inter-agent collision avoidance [C]// Proceedings of the 2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation. USA: IEEE, 2012, 5: 14-18.
- [6] 王嘉. 几种典型机动动作的自动飞行仿真研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- [7] Antonio F, Damián R, Alfonso V. Minimum-Fuel cruise at constant altitude with fixed arrival time [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics (S0731-5090), 2010, 33(1): 280-285.
- [8] Antonio F, Damián R. Minimum-Cost cruise at constant altitude of commercial aircraft including wind effects [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics (S0731-5090), 2011, 34(4): 1253-1260.
- [9] Douglas M P. Flight path optimization at constant altitude [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics (S0731-5090), 2007, 30(4): 1197-1201.
- [10] Antonio F, Alfonso V, Damian R. Optimal control of cruise flight at constant altitude [C]// Proceedings of the 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, Nice, France, 2010. Sweden: ICAS Secretariat, 2010, 9: 3111-3123.
- [11] Bogdan D D, Ruxandra M B, Dominique L. Altitude optimization algorithm for cruise, constant speed and level flight segments [C]// Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. USA: AIAA, 2012, 8: 13-16.
- [12] Jocelyn G, Alejandro M M, Ruxandra B. New method for aircraft fuel saving using a Flight Management System and its validation on the L-1011 aircraft [C]// Proceedings of the 2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. USA: AIAA, 2013, 8: 12-14.
- [13] Damián R, Oscar L-G, Sergio E, et al. An analysis of maximum range cruise including wind effects [J]. Aerospace Science and Technology (S1270-9638), 2010, 14: 38-48.
- [14] Shiva K O. Optimization of Constant Altitude-Constant Airspeed Flight of Turbojet Aircraft [J]. Journal of Aircraft (S0021-8669), 1992, 29(4): 731-734.

(下转第 321 页)