

基于区域导航的飞机水平导航控制方法

方晓星, 蔡志浩, 屠巴宁, 王英勋

(北京航空航天大学无人驾驶飞行器设计研究所, 北京 100191)



摘要: 针对可采用区域导航方法的飞行器, 研究了水平导航控制方案。根据区域导航在定位方法上采用飞机在地球上的绝对位置的特点, 给出了侧偏距及侧偏移速度等领航参数的解算方法。在设计水平导航控制律时, 利用相平面分析方法实现了对控制算法结构的确定。考虑飞机质点运动为长周期运动模态, 将飞机的侧向运动近似为二阶系统, 简化了控制算法系数的选取过程。实验结果表明, 其实用性强, 领航精度高, 对于飞机航迹的修正过渡过程品质好。

关键词: 区域导航; 水平导航; 相平面; 侧偏距

中图分类号: TP271.9

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2009) S-0239-04

The Horizontal Navigation Control Method of Aircraft Based on RNAV

FANG Xiao-xing, CAI Zhi-hao, TU Ba-ning, WANG Ying-xun

(Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The horizontal navigation control project is studied based on the flight employing area navigation (RNAV) method. Due to the characteristic of RNAV in aspect of positioning method, The piloting parameter calculation method is provided, such as the lateral offset (LO) from the route and the speed of it. Using the phasic plane analytical method, the frame of the control law is designed. Because the movement of aircraft's centroid has long movement period, it can be approximated to a second-order system. As a result of this, the process of choosing parameter of the control law becomes concise. The experimentation shows that the method is very practical, the piloting result is precise, and the adjusting effect of the flight track has satisfying character.

Key words: RNAV; horizontal navigation; phasic plane; lateral offset

引言

区域导航(RNAV)是一种导航方法, 它允许飞机在台基导航设备的基准台覆盖范围内或在自主导航设备能力有限范围内或两者配合下按任何希望的飞行路径飞行^[3]。区域导航中所提及台基导航设备, 包括传统的以地面电台为基础的陆基导航设备和卫星导航系统为基础的星基导航设备。目前可以用于区域导航的导航系统包括: VOR/DME、DME/DME、INS、GPS 等等。20 世纪 80 年代初期, 航空电子技术已经发展到能够实现区域导航的程度。到 1998 年以后, 欧洲率先实施了 Basic-RNAV (B-RNAV)。B-RNAV 的实施被认为是向所有航路飞行阶段实施区域导航运行的第一步过渡^[2,4]。国际民航组织(ICAO)新航行系统特别委员会对必备导航性能(RNP)的定义为在一个指定的空域内运行的航空器在水平方向上所必备的导航精度, 而区域导航是满足必备导航性能的主要手段^[3]。

区域导航与传统导航的区别主要来自于航线结构, 传统导航方法的航线结构依赖并固连于地面导航台, 城市间的航线由几个导航台之间的折线连成, 航程要比直达航线长, 飞行时间长, 燃油消耗多, 只能飞单航线, 没有灵活性。区域导航能够脱离电台台址的束缚, 其航线为由航路点系列组成

的连线, 这些航路点是脱离电台台址而自行设定的任何地理位置, 因此在定位方法上区域导航所采用的是飞机在地球上的绝对位置^[5-7]。由此带来的优点在于: 可建立更直接的航路, 减少飞行距离, 可建立复式或平行航路, 以容纳更大的交通流量; 可建立旁通航路, 使航空器绕过高密度终端区; 按计划或者根据特殊情况可建立备用或临时应急航路; 为等待航线可建立最佳的区域; 可减少地面导航设施的数量^[3,8]。

本文针对可采用区域导航方法的飞行器, 提出了水平导航控制方法。文中根据期望的飞行航线以及由区域导航系统获得的飞机位置、高度及地速等信息, 实时计算飞机相对于期望航线的侧偏距及侧偏移速度等参数, 并利用相平面分析方法实现对控制算法结构的确定, 并给出选取其控制算法系数的工程化方法。

1 总体方案

水平导航控制系统的任务是根据飞机的当前状态以及期望的飞行航线最终引导飞机沿期望航线飞行。对于飞机侧向偏离的控制目前使用最广泛的方案为通过副翼控制滚转角转弯以修正飞机相对于期望航线的侧向偏离, 方向舵起阻尼和辅助协调的作用。本文在该方案的基础上进行。

图 1 给出了采用区域导航的水平导航控制系统总体方案。本方案利用区域导航系统, 得到飞机轨迹运动信息, 包括飞机的地理经度 L 、地理纬度 B 、高度 H 、北向地速 V_{dn} 及东向地速 V_{de} , 经过领航参数的解算得到飞机相对于期望

收稿日期: 2008-07-18

修回日期: 2008-10-10

作者简介: 方晓星(1981-), 女, 江西, 工学硕士, 工程师, 研究方向为导航、制导与控制; 蔡志浩(1979-), 男, 河南, 工学博士, 工程师, 研究方向为建模与仿真。

航线的侧偏距 S_g 和侧偏移速度 \dot{S}_g ，依据这些领航参数产生领航控制指令 U 控制副翼改变飞机的滚转角，最终消除侧偏距使得飞机沿期望航线飞行。

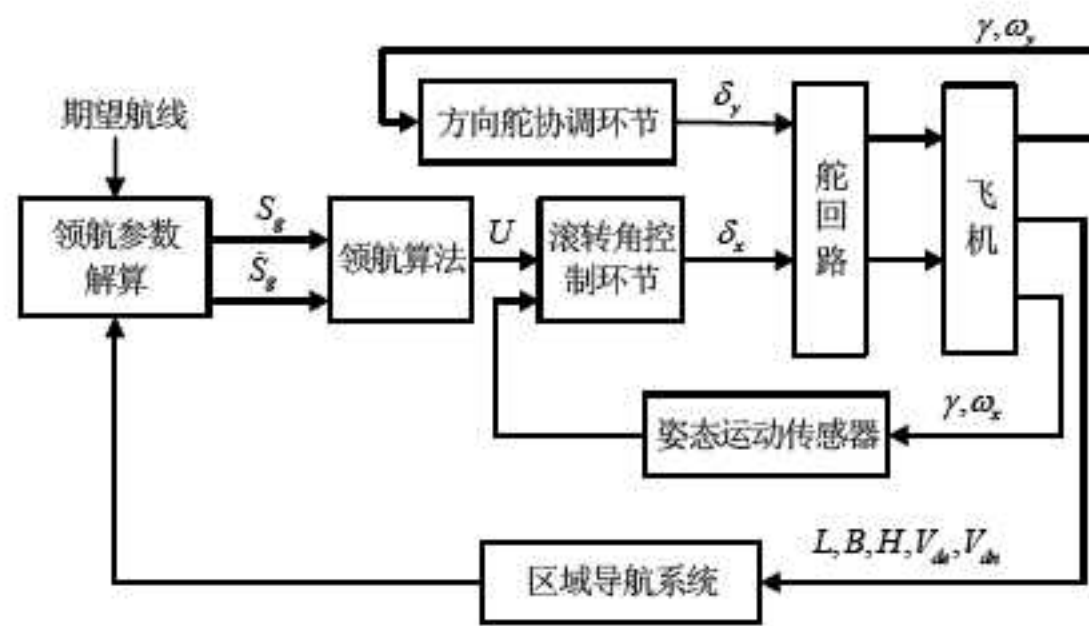


图1 水平导航控制系统总体方案示意图

本方案以滚转角控制回路及方向舵协调回路为控制的内回路，其中，副翼通道以滚转角 γ 和滚转角速率 ω_x 为反馈量，方向舵通道以滚转角 γ 和偏航角速率 ω_y 为反馈量。领航参数的解算以及领航控制指令的解算为控制的外回路，以飞机轨迹运动信息作为反馈量。在领航参数的选取上，同时提供侧偏距及侧偏移速度信息，而不引入偏航角的反馈，可以使得常值侧风干扰下不会引起航线的侧偏距的静差。其中，定义侧偏距 S_g 飞机在期望航线的欲飞方向的右侧为正，侧偏移速度 \dot{S}_g 使 S_g 正向增加为正。

2 领航参数解算

2.1 侧偏距的解算

领航参数解算为领航算法提供了输入，其计算精度直接影响领航效果。由于绕其极轴转动，地球类似于一个旋转椭球体。若以简化的地球圆球模型进行计算，对于精度要求较高的飞机是不适用的。本文在领航参数解算中考虑了地球的椭球体模型，选取于1984年制定的全球大地坐标系 WGS_84 坐标系为参考椭球系。依据该坐标系，地球长半轴 $R_a = 6378137.0\text{m}$ ，短半轴 $R_b = 6356752.3\text{m}$ ，地球扁率 $f = 0.003352811$ 。

根据前述，区域导航的航线为由航路点系列组成的连线，当前期望飞机所飞行的某一航段总由两个航路点连接而成，将该航段的起始点称之为从点，另一个航路点称之为到点。根据飞机当前地理纬度 B ，航线从点地理纬度 B_0 ，航线到点地理纬度 B_1 以及飞机的高度 H ，可以计算飞机的地心纬度 B_{EC} 、航线从点地心纬度 B_{EC0} 、到点地心纬度 B_{EC1} ：

$$B_{EC} = \arctg \left[\left(\frac{H + R_b}{H + R_a} \right)^2 \cdot \text{tg} B \right] \quad (1)$$

$$B_{EC0} = \arctg \left[\left(\frac{H + R_b}{H + R_a} \right)^2 \cdot \text{tg} B_0 \right] \quad (2)$$

$$B_{EC1} = \arctg \left[\left(\frac{H + R_b}{H + R_a} \right)^2 \cdot \text{tg} B_1 \right] \quad (3)$$

由飞机的地理经度 L 、航线从点地理经度 L_0 、到点地理经度 L_1 等信息，计算当前位置点在 WGS_84 坐标系中的天向分量 k ，航线从点在 WGS_84 坐标系中的天向分量 k_0 ，航线到点在 WGS_84 坐标系中的天向分量 k_1 。

$$k = [\cos B_{EC} \cos L \quad \cos B_{EC} \sin L \quad \sin B_{EC}]^T \quad (4)$$

$$k_0 = [\cos B_{EC0} \cos L_0 \quad \cos B_{EC0} \sin L_0 \quad \sin B_{EC0}]^T \quad (5)$$

$$k_1 = [\cos B_{EC1} \cos L_1 \quad \cos B_{EC1} \sin L_1 \quad \sin B_{EC1}]^T \quad (6)$$

计算侧偏距 S_g 。

$$S_g = R_a \left\{ 1 + \frac{f^2}{2} \left[\frac{1}{1 + (1 - f^2) \text{tg}^2 B} - 1 \right] \right\} \left(\frac{\pi}{2} - \alpha \right) \quad (7)$$

其中， $\alpha = \arccos \left[\left(\frac{k_1 \times k_0}{|k_1 \times k_0|} \right) \cdot k \right]$ 。

2.2 侧偏移速度的解算

根据飞机当前地理纬度 B 、地理经度 L 、航线从点地理纬度 B_0 、航线从点地理经度 L_0 、航线到点地理纬度 B_1 、航线到点地理经度 L_1 ，可以计算飞机当前点在当地水平坐标系中的北向分量 j ，航线从点在当地水平坐标系中的天向分量 k_2 ，航线到点在当地水平坐标系中的天向分量 k_3 ：

$$j = [-\sin B \cos L \quad -\sin B \sin L \quad \cos B]^T \quad (8)$$

$$k_2 = [\cos B_0 \cos L_0 \quad \cos B_0 \sin L_0 \quad \sin B_0]^T \quad (9)$$

$$k_3 = [\cos B_1 \cos L_1 \quad \cos B_1 \sin L_1 \quad \sin B_1]^T \quad (10)$$

图2及图3分别给出了 $B_1 > B_0$ 和 $B_1 < B_0$ 时飞机相对于期望航线的侧偏距、侧偏移速度及地速的几何关系示意图。其中 $OX_g Y_g$ 为当地水平坐标系，其原点 O 位于飞机质心， OX_g 轴指向当地正北， OY_g 轴指向当地正东； V_d 表示地速； ϕ 为当地水平坐标系内，垂直于当前航线，沿侧偏距 S_g 增大的方向与北方向之间的夹角。

$$\phi = \arccos \left[\left(\frac{k_3 \times k_2}{|k_3 \times k_2|} \right) \cdot j \right] \quad (11)$$

由图2和图3可以得到：

$$B_1 > B_0 \text{ 时, } \dot{S}_g = V_{dn} \cdot \cos \phi + V_{de} \cdot \sin \phi \quad (12)$$

$$B_1 < B_0 \text{ 时, } \dot{S}_g = V_{dn} \cdot \cos \phi - V_{de} \cdot \sin \phi \quad (13)$$

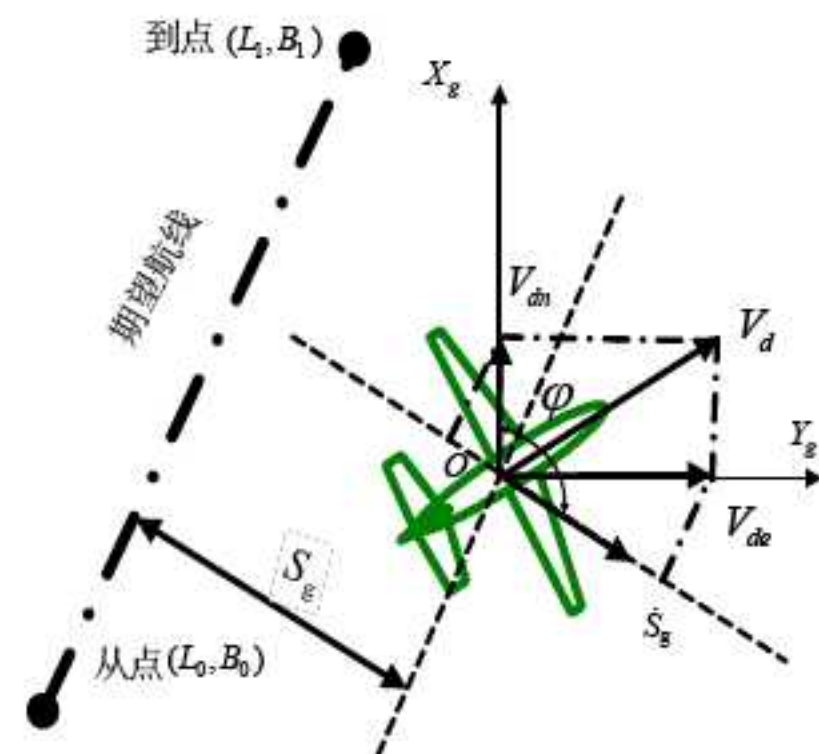


图2 $B_1 > B_0$ 时侧偏距、侧偏移速度及地速的几何关系示意图

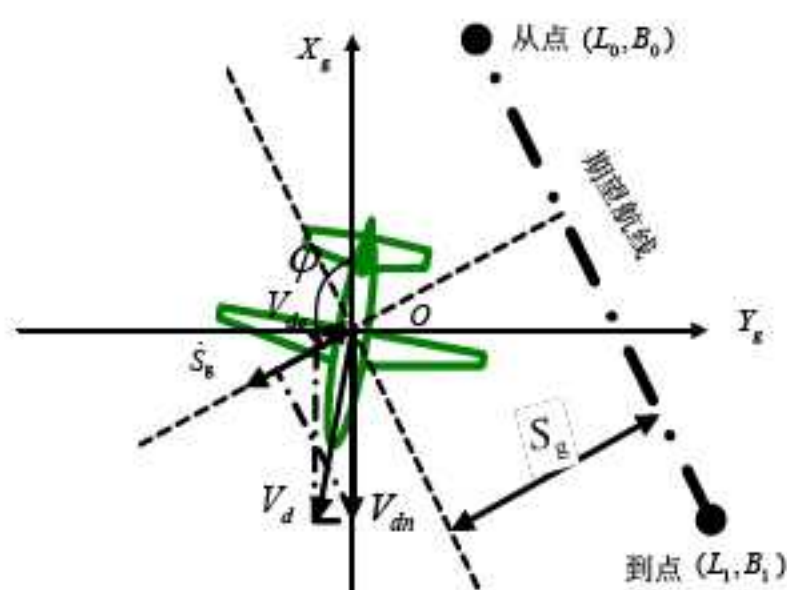


图3 $B_1 < B_0$ 时侧偏距、侧偏移速度及地速的几何关系示意图

3 领航算法

3.1 确定结构

领航控制指令 U 作为内回路的输入信号由领航算法输出, 由 s_g 和 \dot{s}_g 的线性组合而成, 为了对飞机的滚转角有一个限制, 因对 U 必须限幅, 其限幅值根据飞机的盘旋机动性能要求确定。 U 可用式(14)表示, 其中 $[\]$ 符号表示其中数值限幅:

$$U = [K_1 s_g + K_2 \dot{s}_g] \quad (14)$$

由式(14)表示的领航控制指令 U 的意义, 可用图4中的轨迹修正过程物理平面图和图5中的轨迹修正过程相平面图来对照分析。

图5(a)表示按照式(14)中, 以 s_g 和 \dot{s}_g 的线性组合加限幅的 U 值在 $s_g - \dot{s}_g$ 相平面的分布, $A-A'$ 线上为 $U=0$, $N-N'$ 线上及右侧为 $U=U_{\max}$ 的限幅区, $M-M'$ 线上及左侧为 $U=-U_{\max}$ 的限幅区, 在 $N-N'$ 和 $M-M'$ 之间为 U 的线性变化区。设飞机从图4中 E 点引入航线 OX_g 上来, 在图5(a)中, E 点在 $M-M'$ 线之左, 则 $U=-U_{\max}$, 飞机将以 $\gamma=\gamma_{\max}$ 转弯飞向 OX_g 。当相平面上的轨线进入 $M-M'$ 线后(F 点), U 逐渐减小, γ 亦同时减小, 飞行至 G 点时 $U=0$, $\gamma=0$; 飞过 G 点后, U 变号, γ 亦变为负, 飞机向左转。图4中曲线1表示了这一轨迹修正的过渡过程, 与图5(a)中曲线1相对应。

若将飞机从较远处(E' 点)引入航线, 飞机以 $\gamma=\gamma_{\max}$ 转弯飞向航线, 到达 F' 点时, 地速 V_d 已经垂直于航线 OX_g , 在图5(a)中可见离 $M-M'$ 线尚远, 故飞机将以 $\gamma=\gamma_{\max}$ 继续盘旋而不能把飞机引导至 OX_g 上来。图4中曲线2与图5(a)中曲线2相对应。只要在相平面上的轨迹不能跨越 $U=0$ 的 $A-A'$ 线, 就不能够把飞机引导至航线。

因此, 考虑将 U 值在 $s_g - \dot{s}_g$ 相平面的分布由图5(a)改变为图5(b), 同时, 平行于 OS_g 坐标线的 A_1-A_2 线所代表的 $\dot{s}_{g1\max}$ 值必须满足小于飞机可能达到的最小地速 $V_{d\min}$ 的限制, 则能够将飞机引导至航线。 $\dot{s}_{g1\max}$ 值也不能选取得太小, 否则将使得引导至航线的过渡过程太慢。 U 值改变为图5(b)的分布后, 纠偏轨迹如图4中曲线3所示, 图5(b)中的曲线3为其对应的曲线。

根据相平面的分析, 按照图5(b)选取 U 值分布, U 可

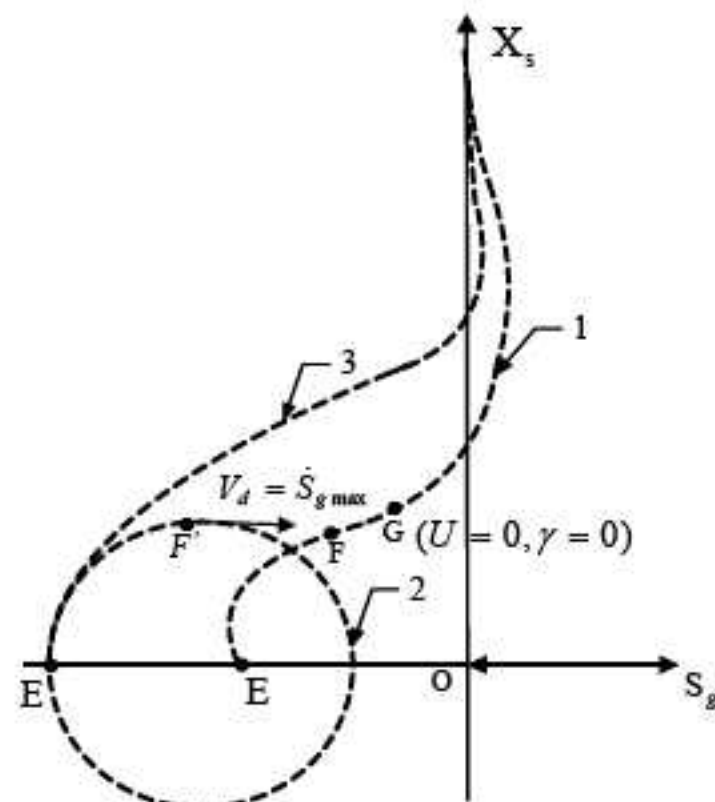


图4 轨迹修正过程物理平面图

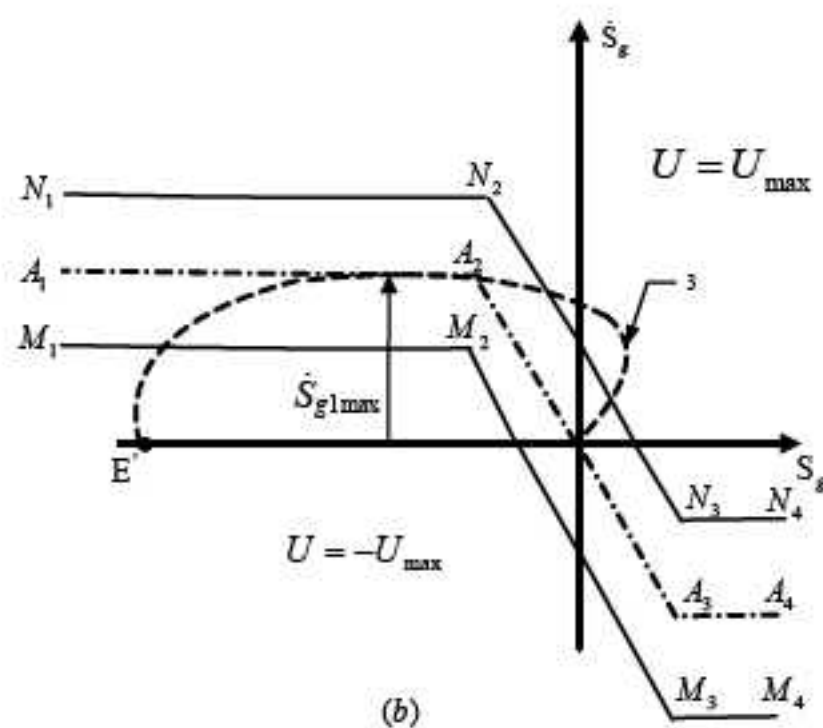
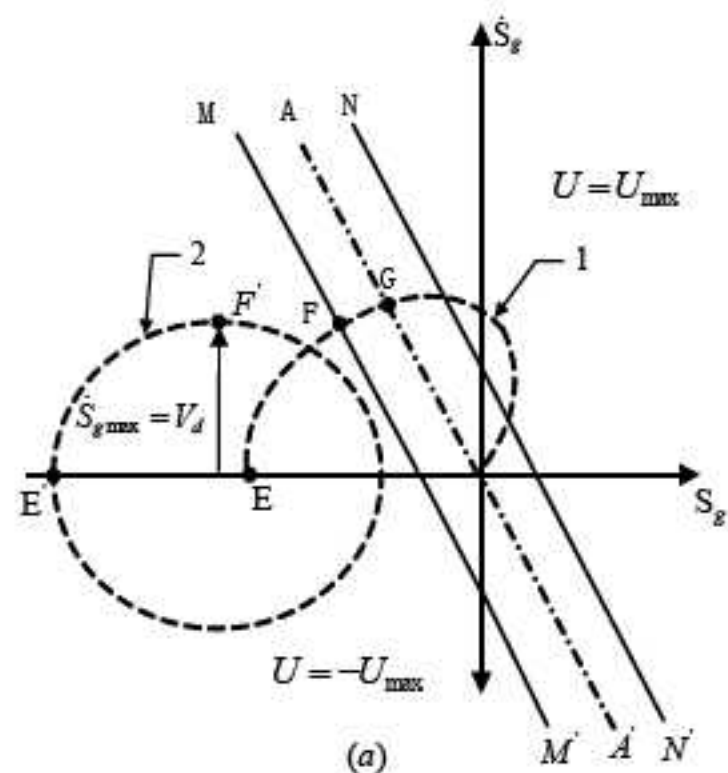


图5 轨迹修正过程相平面图

用下式表示:

$$\begin{cases} U = K_2(\dot{s}_g - \dot{s}_{g1}), & |U| < U_{\max} = \gamma_{\max} \\ \dot{s}_{g1} = -K_1 s_g, & |\dot{s}_{g1}| < \dot{s}_{g1\max} < V_{d\min} \end{cases} \quad (15)$$

3.2 选取系数

实际飞机领航算法中, 可以利用工程化方法简化系数 K_1 、 K_2 的选取过程。

首先可以根据式(15)可以实现对系数 K_2 的选取:

$$K_2 = \gamma_{\max} / |\dot{s}_g - \dot{s}_{g1}| \quad (16)$$

其中, $|\dot{s}_g - \dot{s}_{g1}|$ 为 U 的线性变化区宽度的 1/2。相同的滚转角限幅情况下, U 的线性变化区宽度越窄, 控制量变化越剧烈; 宽度越宽, 控制量变化越平缓。

以 ψ 表示航迹角, $\Delta\psi$ 表示航迹角与期望航线的欲飞方向与 OX_g 之间的夹角之差。由于飞机的轨迹运动为长周

期运动,考虑小偏离线性范围内的轨迹运动模态,将飞机看作质点运动,忽略刚体转动的动态过程,则有:

$$\Delta \dot{\psi} = \frac{g}{V_d} \gamma \quad (17)$$

$$\dot{S}_g = V_d \Delta \psi \quad (18)$$

考虑飞机滚转控制回路:

$$\delta_x = K_\gamma \cdot (\gamma + U) + K_{\omega_x} \cdot \omega_x \quad (19)$$

考虑滚转运动稳态时, $\delta_x \approx 0, \omega_x \approx 0$, 并综合式(17)~式(19)可以得到近似为二阶系统的飞机侧向运动方程:

$$\ddot{S}_g + gK_2 \dot{S}_g + gK_1 K_2 S_g = 0 \quad (20)$$

由此可得到两个参数之间与期望阻尼比 ξ 的关系:

$$K_1 = gK_2 / 4\xi^2 \quad (21)$$

根据典型二阶系统的响应特性,可以选取 ξ 为 0.7~0.8, 使得系统具有良好的平稳性和快速性。

4 应用实例

考虑某飞机巡航速度 $V_k = 140 \text{ m/s}$, 滚转角度的限制 $\gamma_{\max} = 28^\circ$ 。在进行该飞机的水平导航控制设计时,首先需根据该飞机横侧向数学模型设计其滚转角控制内回路,然后根据上述领航算法结构以及系数选取方法,选取 $|\dot{S}_g - \dot{S}_{g1}| = 30 \text{ m/s}$ 时使得 $U = U_{\max}$, 则有:

$$K_2 = \gamma_{\max} / |\dot{S}_g - \dot{S}_{g1}| = 0.016289$$

选取 $\xi = 0.707$, 根据式(21)可以计算得到:

$$K_1 = gK_2 / 2 = 0.0798161$$

取最大风速 20 m/s , $V_{d\min} = 140 - 20 = 120 \text{ m/s}$, 可选取 $\dot{S}_{1g\max} = 100 \text{ m/s}$ 。由此可以得到领航信号算法为:

$$\begin{cases} \dot{S}_{g1} = -100 \text{ m/s} & \dot{S}_{g1} \leq -100 \text{ m/s} \\ \dot{S}_{g1} = -0.0798161 S_g \text{ m/s} & -100 \text{ m/s} < \dot{S}_{g1} < 100 \text{ m/s} \\ \dot{S}_{g1} = 100 \text{ m/s} & 100 \text{ m/s} \leq \dot{S}_{g1} \end{cases}$$

$$\begin{cases} U = 28 & 28^\circ \leq U \\ U = 0.016289(\dot{S}_g - \dot{S}_{g1}) \cdot 57.3 & -28^\circ < U < 28^\circ \\ U = -28 & U \leq -28^\circ \end{cases}$$

需要说明的是,为了尽量减小飞机此时可能出现的偏离,可采用提前转弯的方法,即根据飞机距到点的距离来判断是否进行航段切换,转弯的提前量将根据两端航路的夹角而定。根据飞机的空速 V_k 以及最大滚转角 γ_{\max} , 得到飞机的转弯半径 $R = V_k^2 / g \tan \gamma_{\max}$ 。在航段切换时,通过做半径大于或是等于 R 的两段航线的内切圆,可得到转弯的提前量^[1]。

利用飞机六自由度全量非线性模型、前述的领航参数解算方法以及侧向控制算法,可实现飞机区域导航飞行过程仿真,图6和图7给出飞行航迹、副翼偏度、滚转角仿真结果。

由仿真结果可以看出,该方法设计所得的控制律具有良好的控制效果,在飞机进行航段切换时,飞行航线向期望航线的逼近过程平滑。对飞机侧向运动简化后的所确定的控制参数能够很好的应用于飞机全量模型。

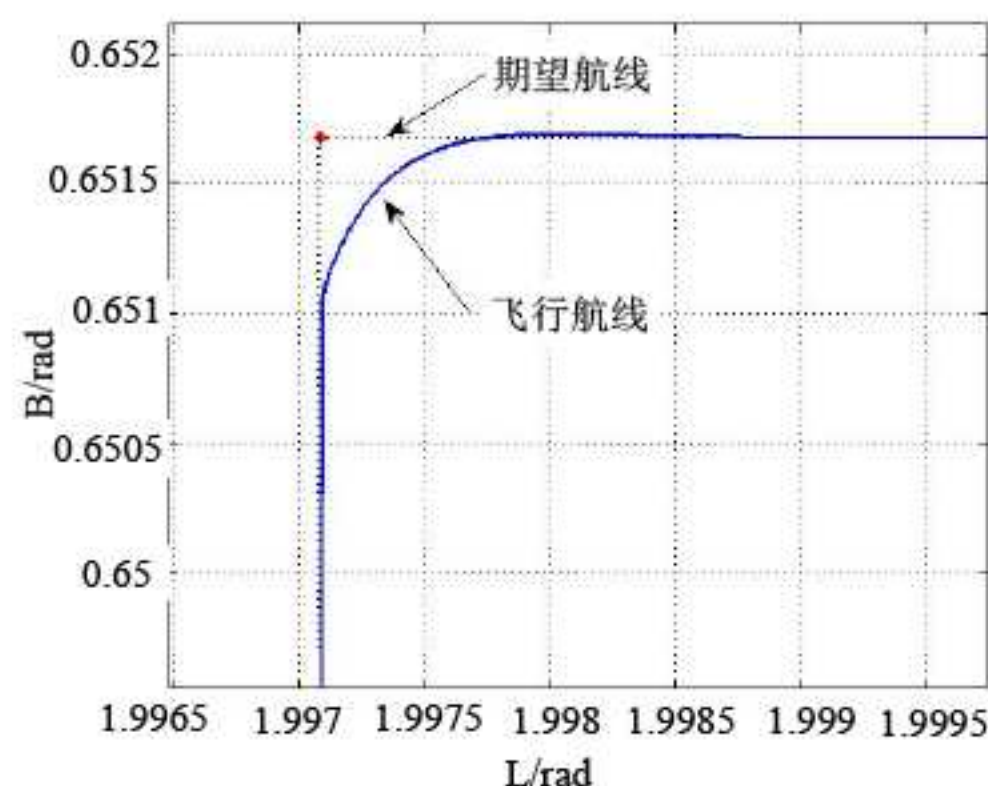


图6 飞行航迹仿真结果

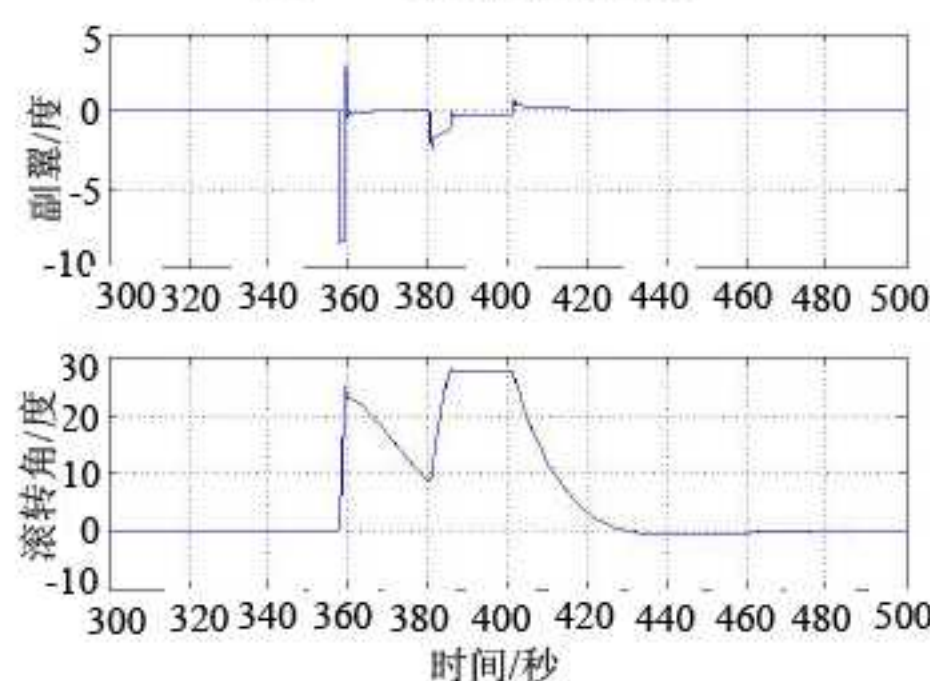


图7 副翼偏度及滚转角仿真结果

5 结论

区域导航方法能够脱离电台台址的束缚,具有传统导航方式不可比拟的优势,是满足必备导航性能的主要手段。本文所述的基于区域导航的飞机水平导航控制方法,完整提出了水平导航控制方案,并提供了侧偏距及侧偏移速度等领航参数的解算、控制算法结构及其系数的选取方法。该方法领航精度高,对于飞机航迹的修正过渡过程具有良好的响应品质。目前该方法已成功应用于多个型号的飞行控制系统,同时可为今后不同型号的飞机水平导航控制系统的设计提供参考,具有广阔的应用前景。

参考文献:

- [1] 严晓隽, 张明廉, 屠巴宁. 小型无人机水平导航控制研究[J]. 飞行力学, 2000, 18(4): 24-27.
- [2] 胡惠玲. RNP与RNAV概念浅析[J]. 空中交通管理, 2007, 3: 24-25.
- [3] 马志刚, 王宏建. 必备导航性能/区域导航[J]. 中国民航飞行学院学报, 2001, 12(2): 33-36.
- [4] Hughes, David. Will RNP proliferate [J]. Aviation Week and Space Technology (S0005-2175), 2005, 1: 172-176.
- [5] Hughes, David. High expectations for RNAV [J]. Aviation Week and Space Technology (S0005-2175), 2005, 5: 61-62.
- [6] Hughes, David. Turboprop RNP arrives [J]. Aviation Week and Space Technology (S0005-2175), 2007, 1: 40-41.
- [7] Fitzsimons, Bernie. The future of RNP takes off [J]. Jane's Airport Review (S0954-7649), 2006, 2: 51-56.
- [8] Halti, Brennem. Ewing, Paul. Williams, Heidi. Global navigation satellite system (GNSS) and area navigation (RNAV) benefiting general aviation [C]// AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference, 2005.