# 面向失锁在线补偿的高超声速 飞行器组合导航方法研究



高书亮,段鹏飞,樊思思,王恩亮

中国航空研究院,北京 100029

**摘 要:**根据高超声速飞行器导航的主要需求,针对高动态飞行条件下可能出现的卫星导航信号跟踪丢失等问题,本文设计 了基于卫星观测值在线补偿的组合导航方法,该方法可在GPS导航接收机失锁的情况下,基于预存卫星星历外推模型和卫 星信号误差模型,在线重构虚拟卫星导航观测值并补偿由信号失锁导致的组合滤波器发散情况,从而确保飞行器组合导航 的精度。结合助推—滑翔高超声速飞行器航迹对该方案进行了仿真验证,结果表明,该方案能够在助推—滑翔高超声速飞 行器强动态条件下确保卫星导航数据输出的连续性,在一定程度上克服了卫星导航信号丢失带来的不利影响,确保高超声 速飞行器 GPS/捷联惯导组合导航的基本导航定位性能。

关键词:高超声速;卫星导航;失锁;组合导航

#### 中图分类号:V324

文献标识码:A

导航系统是高超声速飞行器的重要组成部分,它负责为 制导、控制以及导引等分系统提供位置、速度、姿态、高度等 关键数据,支持高超声速飞行器完成复杂的制导、飞行控制 和目标探测识别任务,导航系统能否稳定工作直接影响着整 个高超声速飞行任务的成败。相比于传统的空气动力学飞 行器,高超声速具有飞行速度快、机动能力强、飞行环境复杂 等特点,这对导航系统提出了更高的性能要求。从目前情况 来看,卫星导航+捷联惯导的组合导航系统是目前世界上高 超声速飞行器的主要导航系统手段[1]。它通过卫星导航的高 精度信息对惯性导航进行实时对准校正,有效克服惯性导航 精度随时间的发散问题,为高超声速飞行器提供具有足够精 度和更新率的导航信息[2]。但高超声速飞行器飞行过程中的 高马赫数、高动态特点极易导致 GPS 信号载波失锁从而出现 GPS信号丢失<sup>[3]</sup>,进而导致飞行器组合导航系统滤波器发散 和紊乱,导航信息精度严重恶化14。为此,必须针对严重高马 赫数和大机动条件下的组合导航方案进行研究设计,克服这 一问题带来的不利影响。目前,有研究者提出了在GPS失锁 条件下的一个解决方案,并应用于GPS信号帧同步<sup>[5]</sup>;李海林 等问针对高超声速飞行器导航系统研究了基于人工神经网络 的组合导航故障诊断与检测方法,证明了对组合导航系统进

#### DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.02.003

行在线实时故障补偿的可行性。实际上,高超声速飞行器高 动态条件下 GPS 信号失锁最直接的后果是飞行器无法实时 获取 GPS 伪距和导航电文等观测数据,无法及时构造滤波器 所需观测量,导致滤波器发散和失效。如果能够基于飞行器 内置飞控计算机及时在线补偿相关观测量,则能够有效避免 此类情况<sup>(7)</sup>。因此,可考虑设计相应的高动态失锁条件下的 观测量补偿方法,从而确保整个组合导航方案的可靠连续工 作。为此,本文主要研究失锁条件下基于在线卫星导航观测 量补偿的高超声速飞行器组合导航方案。

### 1 高超声速飞行器导航环境及需求分析

相比于传统的空气动力学飞行器,高超声速飞行器的 导航系统在工作环境、性能要求等方面的主要特点包括以 下几个方面<sup>[8]</sup>。

(1) 覆盖范围大

与常规空中打击武器不同,高超声速飞行器一般具有 全球远距离目标快速抵达的特点,不同技术体制的高超声 速飞行器的有效射程一般都在1000km以上,导航分系统的 覆盖范围应确保在这一距离内保持稳定的导航、定位、测

收稿日期: 2022-07-25; 退修日期: 2022-12-10; 录用日期: 2023-01-15

引用格式: Gao Shuliang, Duan Pengfei, Fan Sisi, et al. Integrated navigation method research on hypersonic vehicle based on online missing locking-compensation[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(02): 19-25. 高书亮, 段鹏飞, 樊思思, 等. 面向失锁 在线补偿的高超声速飞行器组合导航方法研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(02): 19-25.

速、测姿和授时水平。

(2) 必须具备较强的高动态适应能力

由于高超声速飞行器飞行速度快,并往往伴有纵向或 变射面大机动,往往需要经历下降、拉起、再入等多种复杂 飞行阶段,过程中往往会出现较大的飞行速度和较为显著 的速度及高阶加速度突变,这对目前主要的机/弹载卫星导 航接收机性能都提出了严峻的挑战。

(3) 需要具备全程自主工作能力

鉴于高超声速飞行器的复杂工作环境和长距离飞行特 点,其导航系统必须具备较高的自主工作能力,可在不依赖 陆地导航设施的基础上正常工作。

(4) 具备全维度、实时更新飞行器运动状态测量能力

高超声速飞行导航系统的主要作用是为制导及控制回路提供所需的载体全部运动参数,包括位置、速度和姿态、 迎角、侧滑角等全部运动状态信息。

## 2 基于在线补偿的组合导航方案设计

#### 2.1 高超声速卫星导航信号失锁分析

高超声速飞行器和卫星之间的高速相对运动将使接 收信号产生很大的多普勒频移,当多普勒频移过大时对信 号捕获所需的频率搜索带宽提出了较高的要求,进而有可 能导致信号捕获失败,这对于高马赫数飞行是极其不利 的。以常用的GPS L1和L5两个民用频点信号为例,对于 助推---滑翔飞行器来说,其典型飞行弹道内的多普勒频移 如图1所示。由图1可知,在L1和L5两个GPS系统频点 上,除了在最后的下压再入阶段速度较低以外,高超声速 飞行器飞行过程中产生的多普勒频移均在5kHz以上,而 目前常见的GPS 接收机的跟踪环路带宽远低于这一量级, 因此出现 GPS 跟踪失锁的可能性很大。一旦 GPS 跟踪环 路失锁,往往会使导航数据同步解调失败,从而无法获取其 中的导航电文、卫星位置等关键参数,也无法为组合导航系 统提供伪距、伪距率等必要数据,从而使组合导航系统失 效<sup>191</sup>,只能依靠捷联惯导完成整个飞行任务,其精度很有可 能无法满足高超声速飞行器的制导控制要求。

#### 2.2 组合导航方案设计

当高超声速飞行器在某些高动态运动条件下导致 GPS 接收机出现失锁时,由于此时接收机内载波跟踪环路无法可 靠跟踪载波,极有可能导致整个接收机失锁并且不能正确输 出组合导航滤波器所需的伪距和伪距变化率等关键参数,从 而使组合导航滤波器因观测值不足而出现滤波发散,最终导 致组合导航精度下降甚至不满足飞行稳定控制的需要。为



图 1 高超声速飞行条件下 GPS 信号多普勒频移 Fig.1 Doppler effects of GPS signal under typical condition

此,需要设计在高动态 GPS 信号失锁条件下的组合导航算 法。根据组合导航的基本流程,可基于预置导航卫星星历、 导航信号传播误差模型和当前飞行器惯导低精度数据(位 置、速度、姿态)实现短间隔位置外推,在弹载计算机内在线 重构相关虚拟的 GPS 观测量,从而在真实 GPS 信号失锁条件 下以此观测量补足当前组合导航滤波器,避免导航滤波器发 散,确保此时高超飞行器的导航定位精度处于飞行稳定控制 可接受的范围之内。其基本逻辑架构如图2所示。

图2(a)常规动态条件下的GPS与SINS组合导航的基本架构。飞行器飞行过程中,保持对弹载GPS接收模块载 波环路的实时监控,一旦根据载波环路失锁判据发现由于载 体高动态运动导致失锁,则该导航滤波环路随即切换到如图 2(b)中所示的架构上来。在此架构下,系统启动在线实时补 偿机制,通过虚拟GPS数据重构解算模块实时生成因失锁而 丢失的GPS伪距、卫星轨道、导航电文等相关数据。组合导 航滤波器的基本模型如下所示

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_k &= \varphi_{k,k-1} \mathbf{x}_{k-1} + w_k \\ z_k &= H_k \mathbf{x}_k + v_k \end{aligned} \tag{1}$$

式中,x<sub>k</sub>为k时刻组合导航滤波器待估计的状态矢量,共计



17维

 $\boldsymbol{x}_{k} = [\boldsymbol{\phi}_{e}, \boldsymbol{\phi}_{n}, \boldsymbol{\phi}_{u}, \delta \boldsymbol{v}_{e}, \delta \boldsymbol{v}_{n}, \delta \boldsymbol{v}_{u}, \delta \boldsymbol{L}, \delta \boldsymbol{\lambda}, \delta \boldsymbol{H}, \boldsymbol{\varepsilon}_{e}, \boldsymbol{\varepsilon}_{n}, \boldsymbol{\varepsilon}_{u}, \nabla_{x}, \nabla_{y}, \nabla_{z}, \nabla \boldsymbol{t}_{-u}, \nabla \boldsymbol{t}_{-}]^{\mathrm{T}}$ 

式中, $\phi_e$ , $\phi_n$ , $\phi_u$ 为捷联惯导平台姿态角误差, $\delta v_e$ , $\delta v_n$ , $\delta v_u$ 为 当地地理坐标系下的三轴速度误差, $\delta L$ , $\delta \lambda$ , $\delta H$ 为经、纬、高 三维位置误差, $\varepsilon_e$ , $\varepsilon_n$ , $\varepsilon_u$ 为陀螺的三维随机漂移参数,  $\nabla_x$ , $\nabla_y$ , $\nabla_z$ 为三轴加速度计初始偏差。 $\nabla t_u$ , $\nabla t$ 分别为飞行器上 配备的 GPS 接收模块的钟差变化率和即时钟差。 $\varphi_{k,k-1}$ 为 系统状态转移矩阵,由于系统状态变量由 SINS 系统误差变 量和 GPS 系统误差变量两类构成,且独立非相关,则系统状 态转移矩阵可表示为

$$\boldsymbol{\varphi}_{k,k-1} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I}_{k,k-1} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{G}_{k,k-1} \end{bmatrix}$$
(2)

其中, $I_{k,k-1}$ 和 $G_{k,k-1}$ 分别为捷联惯导和GPS状态变量的状态转移矩阵。且

$$I_{k,k-1} = \begin{bmatrix} S_{9\times9} & C_{9\times6} \\ 0 & 6\times9 & 0_{6\times6} \end{bmatrix}$$
(3)

$$C_{9\times6} = \begin{bmatrix} C_b^n & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & C_b^n \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \end{bmatrix}, G_{k,k-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & -\beta \end{bmatrix}$$
(4)

式中, $S_{9\times9}$ 为9维度捷联惯导系统误差矩阵<sup>110]</sup>, $C_b^n$ 为载体坐标系向当地地理坐标系的姿态转换矩阵。

*w<sub>k</sub>*和*v<sub>k</sub>*分别为系统噪声矢量和观测噪声矢量,由于系统状态矢量各维度和观测量各维度之间独立不相关,其统

计特性为[11]

$$E[\boldsymbol{w}_{k}] = 0, E[\boldsymbol{w}_{k}\boldsymbol{w}_{j}^{\mathrm{T}}] = Q_{k}\delta_{kj}$$
(5)

$$E[\mathbf{v}_k] = 0, E[\mathbf{v}_k v_j^{\mathrm{T}}] = R_k \delta_{kj}$$
(6)

式中, $\delta_{ij}$ 为Kronecker函数。系统量测方程中取GPS接收模块输出伪距和根据捷联惯导解算位置得出的惯性伪距之差构造。假定此时共计m颗卫星可见,则此时的两类伪距差可写作

$$z_{k} = \Delta \rho_{k} = \begin{bmatrix} \rho_{\text{GPS},k}^{1} - \rho_{\text{SINS},k}^{1} \\ \vdots \\ \rho_{\text{GPS},k}^{m} - \rho_{\text{SINS},k}^{m} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & E^{*}D & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} x_{k} + v_{k} \quad (7)$$

#### 2.3 面向失锁的在线补偿方法

当飞行器因高动态导致 GPS 失锁时,此时 GPS 接收模块 无法给出正确的伪距观测量和卫星轨道数据,因此式(7)中的 GPS 和 SINS 伪距数据都将出现紊乱。为此,采用如下模型完 成 GPS 伪距观测量和卫星轨道数据的实时生成,从而自主重 构 GPS 和 SINS 伪距数据,确保组合导航滤波器能够持续补充 基本可靠的观测矢量,确保其能够持续运行,输出可用的导航 信息。GPS 伪距观测量和卫星轨道数据的实时生成方法如下。

(1)根据预存的或失锁前接收到的导航电文参数,递 推当前*k*时刻的卫星轨道坐标

$$n_{0} = \sqrt{GM/A^{3}} = \sqrt{GM} / (\sqrt{A})^{3}, n = n_{0} + \Delta n$$

$$t_{k} = t - t_{oe}, M_{k} = M_{o} + nt_{k}, E_{k} = M_{k} + e \sin E_{k}$$

$$f_{k} = \arctan \frac{\sqrt{1 - e^{2}} \sin E_{k}}{\cos E_{k} - e}, \Phi_{K} = f_{k} + \omega$$

$$\delta_{u} = C_{uc} \cos(2\Phi_{k}) + C_{us} \sin(2\Phi_{k})$$

$$\delta_{r} = C_{rc} \cos(2\Phi_{k}) + C_{rs} \sin(2\Phi_{k})$$

$$\delta_{i} = C_{ic} \cos(2\Phi_{k}) + C_{is} \sin(2\Phi_{k})$$

$$x_{k} = r_{k} \cos u_{k}, y_{k} = r_{k} \sin u_{k}$$

$$\begin{bmatrix} \bigwedge_{y_{s,k}} \\ \ddots \\ z_{s,k} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{k} \cos \Omega_{k} - y_{k} \cos i_{k} \sin \Omega_{k} \\ y_{k} \sin i_{k} \end{bmatrix}$$
(8)

上述计算模型中所涉及的星历参数的具体含义 见表1<sup>[12]</sup>。

(2) 在第(1)步的基础上,根据当前递推出的卫星轨道 位置计算 SINS 对应伪距

$$P_{\text{SINS},k}^{i} = \sqrt{(x_{s,k}^{\wedge} - x_{\text{SINS}})^{2} + (y_{s,k}^{\wedge} - y_{\text{SINS}})^{2} + (z_{s,k}^{\wedge} - z_{\text{SINS}})^{2}}$$
(9)

(3)根据当前递推出的卫星轨道位置和GPS信号误差 模型计算对应的GPS伪距

$$P_{\text{GPS},k}^{i} = \sqrt{(x_{s,k}^{\wedge} - x_{e})^{2} + (y_{s,k}^{\wedge} - y_{e})^{2} + (z_{s,k}^{\wedge} - z_{e})^{2}} + D_{\text{iono}} + D_{\text{tropo}} + D_{\text{satelk}} + D_{\text{noise}}$$
(10)

表1 星历参数表 Table 1 Ephemeris parameters

参数	含义			
$C_{rs}$	轨道半轴的正弦调和项改正的振幅			
$\Delta n$	平均角速度改正值			
$M_0$	参考时刻t <sub>oe</sub> 的平近点角			
$C_{uc}$	升交角矩的余弦调和项改正的振幅			
e	卫星椭圆轨道的偏心率			
$C_{us}$	升交角矩的正弦调和项改正的振幅			
A <sup>1/2</sup>	卫星椭圆轨道的长半轴的平方根			
t <sub>oe</sub>	星历数据参考时刻			
$C_{ic}$	轨道倾角的余弦调和项改正的振幅			
$arOmega_0$	参考时刻toe的轨道升交点准经度			
$C_{is}$	轨道倾角的正弦调和项改正的振幅			
i <sub>0</sub>	参考时刻 toe 的轨道倾角			
C <sub>rc</sub>	轨道半轴的余弦调和项改正的振幅			
ω	轨道近地点角矩			
Ω	升交点赤经变化率			
i	轨道倾角的变化率			

式中, $\begin{bmatrix} x_e & y_e & z_e \end{bmatrix}^T$ 是该时刻根据 $\alpha - \beta$ 滤波器进行短时间 隔外推得到的载体概略位置; $D_{iono}, D_{tropo}, D_{satelk}, D_{noise}$ 为该时 刻的电离层、对流层、卫星钟差和接收机热噪声效应引起的 信号传播延迟,分别由如下模型计算<sup>[13]</sup>

$$\begin{split} D_{\text{iono}} &= \begin{cases} A_1 + A_2 \cos \left[ \frac{2\pi (t - A_3)}{A_4} \right], \left| t - A_3 \right| \leq A_4 \\ A_1 \end{cases} \\ A_2 &= \begin{cases} \alpha_1 + \alpha_2 \phi_m + \alpha_3 \phi_m^2 + \alpha_4 \phi_m^3, A_2 \geq 0 \\ 0, A_2 \leq 0 \end{cases} \\ A_4 &= \begin{cases} \beta_1 + \beta_2 \phi_m + \beta_3 \phi_m^2 + \beta_4 \phi_m^3, A_4 \geq 72000 \\ 72000, A_4 < 72000 \end{cases} \\ D_{\text{tropo}} &= \frac{K'_d}{\sin (E^2 + 6.25)^{1/2}} + \frac{K'_W}{\sin (E^2 + 2.25)^{1/2}} \end{cases}$$
(11)  
$$K'_d &= 1.552 \times 10^{-5} \frac{p_0}{T_k} \left( h_d - h_u \right) \\ K'_W &= 7.46512 \times 10^{-2} \frac{e}{T_k^2} \left( h_w - h_u \right) \\ h_d &= 40136 + 148.72 (T_k - 273.16) \\ h_W &= 11000 \\ D_{\text{satelk}} &= a_{f0} + a_{f1} (t - t_{oc}) + a_{f2} (t - t_{oc})^2 \\ D_{\text{noise}} &= 0.11 + 0.13e^{-\theta/4} \end{split}$$

上述各式中的各参数含义见表2。在此基础上,在出现 失锁后,可将新的重构观测数据补充到组合导航滤波器中, 确保其持续运行并为载体提供导航解算信息。

#### 2.4 物理实现架构

采用成熟的小型综合化弹载计算机平台作为组合导航 滤波器的基本运行平台,完成包括组合导航解算、目标导引

表2 误差参数表 Table 2 Satellite clock error parameters

参数	含义		
$a_{f0}$	卫星星钟钟差参数(s)		
$a_{fl}$	卫星星钟钟速参数(s/s)		
$a_{f^2}$	卫星星钟钟漂参数(s/s <sup>2</sup> )		
$t_{oe}$	卫星星钟参数参考时间(s)		
$lpha_i (i = 1, 2, 3, 4)$ $eta_i (i = 1, 2, 3, 4)$	电离层修正参数		
$\phi_{\scriptscriptstyle m}$	电离层穿透点位置		

和目标跟踪、制导率和飞控指令解算、舵机控制等功能<sup>[14]</sup>。 其基本架构如图3所示。

该计算平台采用模块化架构,能够提供包括RS422等 多种标准总线接口,具备内置和从外部访问读取 SDRAM/ FLASH等外置存储器数据的能力。在实际使用时,失锁后 在线重构算法运行所需的必要参数(预存卫星星历/历书、 电离层/对流层误差参数等)可存储在外置 SDRAM中,待计 算平台需启动相关算法时,则采用必要的外部读出电路导 入相关参数支持算法运行。





# 3 面向失锁在线补偿的导航方案设计

对上述算法进行仿真验证,假定仿真验证参数见表3。 选择助推一滑翔方式的高超声速飞行器,按照如下模型仿 真其飞行航迹<sup>[15]</sup>

$$\frac{dx}{dt} = V\cos\theta\cos\psi_v$$
$$\frac{dy}{dt} = V\sin\theta$$
$$\frac{dz}{dt} = V\cos\theta\sin\psi_v$$
$$\frac{dV}{dt} = -D/m - g\sin\theta$$

rable 5 Simulation parameters list				
仿真验证参数	参数取值			
GPS信号频点	L1:1575.42MHz			
仿真时长	500s			
飞行器初始点坐标	(26.5°N,119°E)			
航迹外推时间间隔	0.1s			
GPS信号接收仰角阈值	7.5°			
陀螺仪常值漂移	0.01(°)/h			
陀螺仪随机游走	0.001(°)/√h			
加速度计常值漂移	$10^{-4}g$			
加速度计随机游走	$10^{-5}g/\sqrt{s}$			
SINS初始对准误差	0.1'(水平),1'(方位)			
SINS 初始位置误差/m	1			
SINS初始速度误差/m/s	0.1			
SINS数据更新间隔/ms	10			
GPS数据更新间隔/s	1			
GPS失锁起始时间/s	第 30			

表3 主要仿真参数取值

#### Table 3 Simulation parameters list

$$\frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t} = L\cos\sigma/mV - g\cos\theta/V + V\cos\theta/(H + r_e)$$
$$\frac{\mathrm{d}\psi_e}{\mathrm{d}t} = L\sin\sigma/mV\cos\theta \qquad(12)$$

式中,x,y,z表示载体在地理坐标系中的三维坐标,V为载 体速度,m为飞行器质量,θ,ψ,,σ分别为弹道倾角、偏角和 倾侧角,L,D分别为飞行器升力和阻力,r<sub>e</sub>为地球半径。依 据上述仿真模型可得到助推一滑翔式飞行器仿真弹道,如 图4所示。



以上述仿真得到的高超声速飞行器飞行弹道为基础, 针对飞行全过程不出现信号失锁、信号失锁后进行补偿和 失锁后不进行补偿三种情况下的组合导航位置误差和速度 误差进行仿真分析。相关结果如图5、图6所示。飞行器导 航定位和测速误差的统计结果见表4、表5。如图5、图6所 示,在高超声速飞行器从助推爬升顶点开始滑翔后,由于较 高飞行速度(一般不低于*Ma*7),GPS信号出现失锁。针对



采用和不采用在线失锁补偿方法两种情况下的导航定位测 速误差情况进行了仿真。可以看出,不论是在垂直方向还

		-	•	
误差	条件	均值/m	标准差/m	最大值/m
水平定位误差	正常情况	7.821	4.681	22.356
	有在线失锁补偿	10.690	7.001	41.757
	无在线失锁补偿	76.375	40.052	218.975
垂直定位误差	正常情况	3.619	2.781	17.689
	有在线失锁补偿	6.676	5.539	28.373
	无在线失锁补偿	21.830	17.516	87.161

表4 导航定位误差统计 Table 4 Statistics of navigation position error

#### 表5 导航测速误差统计 Table 5 Statistics of navigation velocity error

误差	条件	均值/	标准差/	最大值/
		(m/s)	(m/s)	(m/s)
水平测速误差	正常情况	0.675	0.151	1.1728
	有在线失锁补偿	0.895	0.232	1.234
	无在线失锁补偿	3.765	2.223	10.431
垂直测速误差	正常情况	0.518	0.167	0.817
	有在线失锁补偿	0.673	0.271	0.986
	无在线失锁补偿	1.578	1.265	5.731

是在水平方向,当GPS信号于第30s起失锁后,如不采用任何补偿方法,组合导航滤波器会因为GPS失锁导致错误观测量注入滤波器,进而引发组合导航解算结果出现误差逐步增大的情况,导致定位和测速的误差水平都出现了显著放大趋势。而采用在线补偿算法的组合导航误差相比于正常无失锁情况,其误差水平稍有增大,但水平和垂直方向上定位误差平均水平均值不超过10m,测速误差平均不超过1m/s,导航定位精度未因为卫星信号失锁而出现严重衰减,总体上仍能满足滑翔、巡航等常规高超声速飞行阶段的飞行控制需要。

# 4 结论

本文给出了一种面向高动态失锁条件下的针对高超声 速飞行器的组合导航算法,采用基于在线观测量补偿的方 法开展了在GPS失锁条件下的GPS/SINS组合导航方法研 究,采用仿真手段验证了该方法在补偿由于信号失锁导致 的组合导航滤波器发散和精度恶化问题方面的可行性。由 高马赫数和大机动效应所导致的卫星导航信号丢失是目前 高超声速飞行器导航所必须面对的严峻挑战,本文的相关 工作可为这一领域的相关研究提供一定的参考。

#### 参考文献

[1] 吴永亮,蔡亚男,宝音贺西,等.临近空间无人飞行器多余度 容错导航系统设计[J].航空学报,2016,37(S1):91-98. Wu Yongliang, Cai Yanan, Bao Yinhexi, et al. Design of redundant fault-tolerant navigation system for near space UAV [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(S1): 91-98. (in Chinese)

- [2] 王融,熊智,刘建业,等.高超声速飞行器组合导航鲁棒滤波 算法[J].航空计算技术,2013,43(5):11-15.
   Wang Rong, Xiong Zhi, Liu Jianye, et al. Robust filter algorithm of integrated navigation for HCV[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(5): 11-15. (in Chinese)
- [3] 陈凯,裴森森,周钧,等. 高超声速飞行器发射坐标系导航算 法综述[J]. 战术导弹技术,2021(4):52-60.
  Chen Kai, Pei Sensen, Zhou Jun, et al. Survey of navigation algorithm in LCEF frame for hypersonic vehicle[J]. Tactical Missile Technology, 2021(4):52-60. (in Chinese)
- [4] 李海林,张斌,吴德伟,等.一种高超声速飞行器组合导航故 障检测方法[J]. 系统仿真学报,2017,29(8):1809-1814.
  Li Hailin, Zhang Bin, Wu Dewei, et al. A way of integrated navigation fault detection of near space hypersonic cruising aircraft [J]. Journal of System Simulation, 2017, 29(8):1809-1814. (in Chinese)
- [5] 施行,肖练刚,陈怡,等. 失锁重捕情况下的 GPS 接收机快速 帧同步方法[J]. 测控技术,2012,31(4):125-129.
  Shi Hang, Xiao Liangang, Chen Yi, et al. A fast frame synchronization method of GPS receiver after signal lost and recapturing[J]. Measurement & Control Technology, 2012, 31 (4): 125-129. (in Chinese)
- [6] 李海林,张斌,吴德伟,等.一种高超声速飞行器组合导航故 障检测方法[J].系统仿真学报,2017,29(8):1809-1814.
  Li Hailin, Zhang Bin, Wu Dewei, et al. A way of integrated navigation fault detection of near space hypersonic cruising aircraft [J]. Journal of System Simulation, 2017, 29(8): 1809-1814. (in Chinese)
- [7] 史萌,连晓棠,王汉平,等. 惯导智能故障诊断系统设计[J]. 航空科学技术,2020,31(10):51-56.
  Shi Meng, Lian Xiaotang, Wang Hanping, et al. Design of intelligent fault diagnosis for inertial navigation system [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(10): 51-56. (in Chinese)
- [8] 谢志成,雷虎民,邵雷,等.高超声速飞行器组合导航系统研究[J].现代防御技术,2014,42(5):85-90.
   Xie Zhicheng, Lei Humin, Shao Lei, et al. Research on

integrated navigation system for hypersonic flight vehicle [J]. Modern Defense Technology, 2014, 42(5): 85-90. (in Chinese)

- [9] 孙洪驰,穆荣军,龙腾,等.临近空间飞行器北斗/INS 高动态 深组合导航方法[J].航空学报, 2021,42(6):325672.
  Sun Hongchi, Mu Rongjun, Long Teng, et al. Beidou/INS high dynamic deeply integrated navigation of near-space vehicle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(6): 325672. (in Chinese)
- [10] 连文浩,杨小龙,朱磊,等. EKF 在 SINS /GNSS 深组合导航 中的应用[J].现代防御技术,2017,10(5):53-61.
  Lian Wenhao, Yang Xiaolong, Zhu Lei, et al. EKF using in deep integrated navigation system of SINS/GNSS[J]. Modern Defence Technology, 2017, 10(5):53-61.(in Chinese)
- [11] 严恭敏,周馨怡.基于实测轨迹的高精度捷联惯导模拟器[J].
   导航定位学报,2015,3(4):27-31.
   Yan Gongmin, Zhou Xinyi. High-precision simulation for strapdown inertial navigation system based on real dynamics[J]. Journal of Navigation and Positioning, 2015,3(4):27-31.(in Chinese)
- [12] 吴坤,刘海颖,谢阳光,等.基于因子图的GNSS鲁棒优化算 法分析[J]. 航空科学技术,2021,32(4):73-78.

Wu Kun, Liu Haiying, Xie Yangguang, et al. Analysis on GNSS robust optimization algorithms based on factor graph [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(4):73-78.(in Chinese)

- [13] 李浩军,叶珍.随机模型在GPS卫星钟差估计中的应用[J].
  同济大学学报(自然科学版),2021,49(4):554-560.
  Li Haojun, Ye Zhen. Application of stochastic model in GPS satellite clock estimation[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2021, 49(4):554-560.(in Chinese)
- [14] 楚要钦,施辰光,刘永强.一种基于异构多核处理器的小型综合化弹载计算机设计[J]. 航空计算技术,2018,48(5):120-124.
  Chu Yaoqin, Shi Chenguang, Liu Yongqiang. Design of a small integrated missile-borne computer based on heterogeneous multi-core processor [J]. Aeronautical Computing Technique, 2018, 48(5):120-124.(in Chinese)
- [15] 叶泽浩,毕红葵,曲智国,等.再入滑翔飞行器滑翔段轨迹制导律设计与仿真[J]. 战术导弹技术,2019,8(4):42-44.
  Ye Zehao, Bi Hongkui, Qu Zhiguo, et al. Design and simulation of guidance law for the glide section trajectory of reentry gliding vehicle [J]. Tactical Missile Technology, 2019, 8 (4):42-44.(in Chinese)

# Integrated Navigation Method Research on Hypersonic Vehicle Based on Online Missing Locking-compensation

Gao Shuliang, Duan Pengfei, Fan Sisi, Wang Enliang *Chinese Aeronautical Establishment*, *Beijing 100029*, *China* 

**Abstract:** Aiming at the possible problems of satellite navigation signal tracking loss under high dynamic flight conditions, an integrated navigation method based on online compensation of navigation satellite signal is studied and proposed. With this method, virtual satellite navigation measurements can be reconstructed based on the pre stored satellite ephemeris extrapolation model and satellite signal error model once GPS navigation receiver is unlocked. The reconstructed measurements can be used for compensation in the integrated navigation filter to compensate the divergence of the combined filter caused by signal loss lock so as to ensure the accuracy of hyper-sonic vehicle navigation. The method is simulated and verified with the track of the boost glide hypersonic vehicle. The results show that the method can ensure the continuity of satellite navigation data output under the strong dynamic conditions of the boost glide hypersonic vehicle, overcome the adverse effects of satellite navigation signal loss to a certain extent, and ensure the basic navigation performance of GPS/SINS integrated navigation for the hypersonic vehicle.

Key Words: hypersonic speed; satellite navigation; miss locking; integrated navigation