

文章编号: 1001 - 2486(2011)03 - 0028 - 05

临近空间对地观测平台的矢量化建模及稳定性分析*

杨跃能, 郑伟, 吴杰, 邹东升

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:研究了临近空间对地观测平台的矢量化建模和稳定性问题。定义了描述观测平台空间运动的坐标系及运动参数;在受力分析的基础上,根据 Newton-Euler 方程建立了矢量形式的六自由度非线性数学模型;基于此模型,应用 Lyapunov 稳定性理论对观测平台的稳定性进行了分析。研究表明:对于给定的未扰运动,观测平台是渐近稳定的;纵向和横侧向的自由扰动运动均由两个非周期衰减模态和一个振荡衰减模态叠加而成;观测平台受到瞬时扰动后,快衰减运动模态主要同转动运动有关,反映了受扰后力矩的平衡过程,而慢衰减运动模态主要同线速度运动有关,反映了受扰后力的平衡过程。

关键词: 飞行动力学;矢量化运动方程;Lyapunov 稳定性理论;对地观测平台;临近空间;飞艇

中图分类号: V212.1 **文献标识码:** A

Vector Modeling and Stability Analysis of a Near-space Earth Observation Platform

YANG Yue-neng, ZHENG Wei, WU Jie, ZOU Dong-sheng

(College of Aerospace and Materials Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A vectored mathematical model and stability of a near-space earth observation platform are presented in this paper. First, the reference frames and motion parameters of the platform was defined. Then, a nonlinear six degrees of freedom mathematical model in vector form of the platform was derived based on Newton-Euler principle. Finally, stability of the platform was analyzed by means of Lyapunov stability theory. The results show that the platform is asymptotic stability for the equilibrium. The longitudinal motion and lateral motion of the platform under initial disturbances are both composed of two non-periodic attenuation modes and an oscillation attenuation mode. The fast attenuation mode is related to the angular velocity motion and reflects the process of moments balancing, while the slow attenuation mode is related to the linear velocity and reflects the process of forces balancing.

Key words: flight dynamics; equations of motion in vector form; Lyapunov stability theory; earth observation platform; near-space; airship

临近空间是指距海平面 20 ~ 100km 空域,包括大气平流层、中间层和部分电离层区域,具有独特的高度、大气环境和太阳能优势^[1]。自主飞艇作为临近空间浮空平台主要形式,具有长时间区域驻留应用特点,通过搭载任务载荷,可实现对目标区域高分辨率观测和实时监视,且具有以下优势:同侦察机相比,飞艇平台留空时间长、载重量大、覆盖范围广;同卫星相比,飞艇平台效费比高、机动性好、分辨率高,且能够定点驻留,可克服卫星对特定地域重访时间间隔长、轨道可预测等缺点。因此,临近空间对地观测平台具有重要的军事应用价值,已成为当前航空领域研究热点^[2]。

飞艇平台的体积/质量比大、惯性特性显著、飞行速度较低且主要依靠静浮力提供升力,飞行动力学特性不同于飞机、导弹等常规飞行器。文

献[3]建立了 YEZ - 2A 飞艇的动力学模型,并通过仿真分析了不同飞行条件下飞艇的运动特性;文献[4]研究了一类常规布局飞艇的气动力计算模型和动力学模型,分析了飞艇的开环响应特性,并设计了初步的飞行控制系统;文献[5]推导了飞艇的六自由度运动方程,基于线性化模型研究了 Skyship - 500 飞艇的动力学特性;文献[6]研究了四螺旋桨自主飞艇的动力学建模问题,考虑了阵风扰动及质量变化对飞艇动力学特性的影响。

1 对地观测平台的矢量化建模

1.1 坐标系及运动参数定义

如图 1 所示,采用地面坐标系 $S_E(OXYZ)$ 和体坐标系 $S_B(oxyz)$ 对飞艇平台的空间运动进行

* 收稿日期:2010 - 07 - 05

作者简介:杨跃能(1984—),男,博士生。

描述^[5], CV 为浮心, CG 为重心, 浮心到重心的矢量为 $\mathbf{r}_G = [x_G, y_G, z_G]^T$ 。运动参数定义: 位置 $\mathbf{R} = [x, y, z]^T$, x, y, z 分别为轴向、侧向和垂直方向的位移; 姿态角 $\boldsymbol{\Omega} = [\theta, \Psi, \phi]^T$, θ, Ψ, ϕ 分别为俯仰角、偏航角和滚转角; 速度 $\mathbf{v} = [u, v, w]^T$, u, v, w 分别为体坐标系中轴向、侧向和垂直方向的速度; 角速度 $\boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T$, p, q, r 分别为滚转、俯仰和偏航角速度。记广义位姿参数为 $\boldsymbol{\eta} = [\mathbf{R}^T, \boldsymbol{\Omega}^T]^T$, 广义速度参数为 $\mathbf{V} = [\mathbf{v}^T, \boldsymbol{\omega}^T]^T$ 。

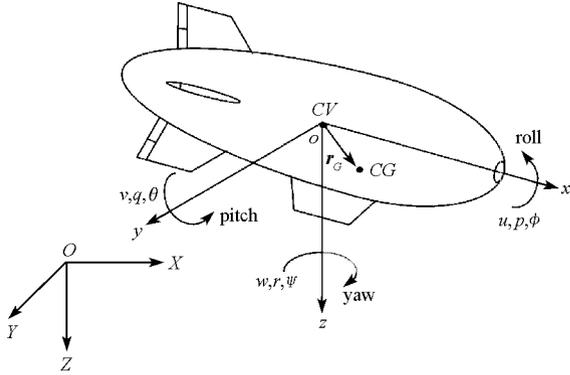


图1 坐标系及运动参数示意图

Fig.1 Reference frames and motion parameters of the platform

1.2 六自由度运动方程

(1) 运动学方程

由坐标转换关系以及运动参数之间的几何关系, 可得矢量形式的运动学方程:

$$\dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}) \dot{\mathbf{V}} \quad (1)$$

式中

$$\mathbf{J}(\boldsymbol{\eta}) = \begin{bmatrix} \mathbf{S}_1 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{S}_2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中, \mathbf{S}_1 为体坐标系到地面坐标系的转换矩阵, \mathbf{S}_2 为角速度与姿态角速率之间的几何关系矩阵^[7]。

(2) 动力学方程

飞艇平台动力学建模主要难点有: 体积大、惯量大, 需考虑附加惯性作用及附加质量; 飞艇平台为充气柔性体, 运动过程中艇体存在弹性变形; 上升和下降过程中, 质量、重心和浮心均不断变化。为简化动力学方程的推导, 做如下合理假设: 忽略地球旋转及曲率, 将地面坐标系近似为惯性坐标系; 忽略弹性变形, 将飞艇平台视为刚体; 飞艇平台外形关于纵平面对称, 体积中心和浮心重合。

飞艇平台的动量为

$$\mathbf{P} = m\mathbf{v}_G = m(\mathbf{v} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_G) \quad (3)$$

式中, m 为飞艇平台的质量, \mathbf{v}_G 为飞艇平台的重心相对于惯性坐标系的速度矢量。

飞艇平台的动量矩为

$$\mathbf{H} = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{r}_G \times m\boldsymbol{\omega} \quad (4)$$

式中, \mathbf{I} 为飞艇平台相对于浮心的惯量矩阵。

根据 Newton-Euler 方程^[4], 可得体坐标系中飞艇平台的动力学方程:

$$\begin{bmatrix} m\mathbf{E} + \mathbf{M}_a & -m\mathbf{r}_G^\times \\ m\mathbf{r}_G^\times & \mathbf{I} + \mathbf{I}_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v} + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_G)) \\ \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) + m\mathbf{r}_G \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \boldsymbol{\tau} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, \mathbf{E} 为 3×3 的单位矩阵, \mathbf{M}_a 为附加质量矩阵, \mathbf{I}_a 为附加惯量矩阵^[5], \mathbf{r}_G^\times 表示 \mathbf{r}_G 的反对称矩阵, \mathbf{F} 和 $\boldsymbol{\tau}$ 为作用在飞艇平台上的外力和外力矩。

外力 \mathbf{F} 和外力矩 $\boldsymbol{\tau}$:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \boldsymbol{\tau} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_B + \mathbf{F}_G + \mathbf{F}_C \\ \boldsymbol{\tau}_A + \boldsymbol{\tau}_B + \boldsymbol{\tau}_G + \boldsymbol{\tau}_C \end{bmatrix} \quad (6)$$

下标 A, B, G, C 分别表示空气动力、浮力、重力和控制力。

体坐标系中气动力 \mathbf{F}_A 和气动力矩 $\boldsymbol{\tau}_A$ ^[4]:

$$\mathbf{F}_A = \mathbf{S}_3 \begin{bmatrix} -QV^{2/3} C_D \\ QV^{2/3} C_Y \\ -QV^{2/3} C_L \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\tau}_A = \begin{bmatrix} QVC_l \\ QVC_m \\ QVC_n \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中, \mathbf{S}_3 为气流坐标系到体坐标系的转换矩阵^[7], V 为飞艇平台的体积, Q 为动压, C_D, C_Y, C_L 分别为阻力、侧力和升力系数, C_l, C_m, C_n 分别为滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩系数。

体坐标系中浮力 \mathbf{F}_B 以及浮力相对于体坐标系原点的力矩 $\boldsymbol{\tau}_B$ 为

$$\mathbf{F}_B = \begin{bmatrix} B \sin \theta \\ -B \cos \theta \sin \phi \\ -B \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{\tau}_B = [0 \ 0 \ 0]^T \quad (8)$$

式中, $B = \rho_{air} g V$, ρ_{air} 为大气密度, g 为重力加速度。

体坐标系中重力 \mathbf{F}_G 以及重力相对于体坐标系原点的力矩 $\boldsymbol{\tau}_G$ 为

$$\begin{cases} \mathbf{F}_G = \begin{bmatrix} -G \sin \theta \\ G \cos \theta \sin \phi \\ G \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix}, \\ \boldsymbol{\tau}_G = \begin{bmatrix} y_G G \cos \theta \cos \phi - z_G G \cos \theta \sin \phi \\ -z_G G \sin \theta - x_G G \cos \theta \cos \phi \\ x_G G \cos \theta \sin \phi + y_G G \sin \theta \end{bmatrix} \end{cases} \quad (9)$$

式中, G 为观测平台所受的重力。

定义状态向量和控制向量: $\mathbf{x} = [u, v, w, p, q, r, \theta, \Psi, \phi]^T$; $\mathbf{u} = [\delta_e, \delta_r, \delta_l]^T$, δ_e 为升降舵偏量, δ_r 为方向舵偏量, δ_l 为螺旋桨推进器的转速。

则飞艇平台空间运动的数学模型可表示为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}) + \mathbf{G}(\mathbf{x})\mathbf{u} \quad (10)$$

式中, $\mathbf{F}(\mathbf{x})$ 和 $\mathbf{G}(\mathbf{x})$ 均为连续光滑的非线性向量函数。

2 系统稳定性理论

2.1 稳定性定义

考虑如下非线性系统:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) \quad (11)$$

式中, $\mathbf{x} \in R^n$ 为系统的状态向量, $\mathbf{f}(\mathbf{x}) \in R^n$ 为非线性向量函数。

设 $\mathbf{x}_e \in \mathbf{x}$ 为系统(11)的一个孤立平衡点, 满足:

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}_e) = \mathbf{0} \quad (12)$$

则称平衡点 \mathbf{x}_e 为对应于系统(11)的未扰运动或稳态运动。

运动稳定性研究系统平衡状态的稳定性, 即偏离平衡状态的受扰运动能否在无控制输入的条件下回到原平衡状态。为简化对运动稳定性的研究, 引入扰动运动与扰动变量的概念:

$$\mathbf{y}(t) = \tilde{\mathbf{x}}(t) - \mathbf{x}_e(t) \quad (13)$$

式中, $\tilde{\mathbf{x}}(t)$ 为相对于未扰运动 $\mathbf{x}_e(t)$ 的扰动运动, $\mathbf{y}(t)$ 为扰动变量。

定义 1 对于任意给定的 $\epsilon > 0$, 存在 $\delta(\epsilon, t_0) > 0$ 满足条件: 当 $\|\mathbf{y}(t_0)\| < \delta$ 时, 对所有 $t > t_0$ 均有 $\|\mathbf{y}(t)\| < \epsilon$, 则称未扰运动是稳定的^[8]。

定义 2 若存在 $\epsilon > 0$, 对于任意的 $\delta(\epsilon, t_0) > 0$, 当 $\|\mathbf{y}(t_0)\| < \delta$ 时, 存在某一时刻 $t > t_0$, $\|\mathbf{y}(t)\| \geq \epsilon$, 则称未扰运动是不稳定的^[8]。

2.2 稳定性判据

Lyapunov 第一定理通过研究动态系统的一次近似数学模型的稳定性来分析非线性系统的平衡态稳定性。对于系统(11), 假定非线性函数 $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ 是连续可微的, 利用 Taylor 展开将其线性化:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}_e) + \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}^T} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_e} (\mathbf{x} - \mathbf{x}_e) + o(\mathbf{x} - \mathbf{x}_e) \\ &\doteq \mathbf{A}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_e) \end{aligned} \quad (14)$$

式中, $o(\mathbf{x} - \mathbf{x}_e)$ 为 Taylor 展开式中包含 $\mathbf{x} - \mathbf{x}_e$ 的二次以上的余项, $\mathbf{A} \in R^{n \times n}$ 为向量函数 $\mathbf{f}(\mathbf{x})$ 与 \mathbf{x} 的 Jacobi 矩阵。

定理^[8] 非线性系统(11)与线性近似系统(14)之间的稳定性存在如下关系:

(1) 若线性系统(14)稳定, 即系统矩阵 \mathbf{A} 的所有特征值都具有负实部, 则非线性系统(11)关

于该平衡点是渐近稳定的;

(2) 若线性系统(14)不稳定, 即系统矩阵 \mathbf{A} 的特征值中至少有一个具有正实部, 则非线性系统(11)关于该平衡点是不稳定的;

(3) 若线性系统(14)的系统矩阵 \mathbf{A} 存在实部为零的特征值, 其余特征值都具有负实部, 则非线性系统(11)关于该平衡点稳定性由高阶项确定。

3 对地观测平台的稳定性分析

对飞艇平台而言, 其运动稳定性可定义为: 飞艇平台作定常运动时, 受瞬时小扰动后, 在无控制输入的条件下, 各运动参数能否回到初始运动状态的性能。以某型飞艇平台为例进行稳定性分析, 运动平衡状态为定常水平直飞。根据 Lyapunov 第一定理, 由飞艇平台的非线性数学模型可得一次近似线性化模型, 纵向运动和横侧向运动状态方程的系统矩阵分别为 \mathbf{A}_{Lom} 和 \mathbf{A}_{Lat} :

$$\mathbf{A}_{Lom} = \begin{bmatrix} -0.0234 & -0.025 & 8.3753 & 0.8264 \\ 6.277e-4 & -0.1485 & 25.014 & -0.0057 \\ 8.287e-5 & 0.0026 & -0.8711 & -0.086 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_{Lat} = \begin{bmatrix} -0.1355 & -1.4031 & 8.0994 & -2.9513 \\ -0.0035 & -0.2509 & 1.0964 & -0.5277 \\ -0.0046 & -0.0038 & -0.9276 & -0.007 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

3.1 纵向稳定性分析

由 \mathbf{A}_{Lom} 可得纵向运动系统矩阵的特征值:

$$\begin{aligned} \lambda_1 &= -0.8633, \lambda_2 = -0.0226, \\ \lambda_{3,4} &= -0.0786 \pm 0.0929i \end{aligned}$$

由特征值可得, 对于给定的未扰运动:

(1) 4 个特征值的实部均为负数, 根据 Lyapunov 第一定理, 对于给定的未扰运动, 纵向运动是渐近稳定的。

(2) 飞艇平台的纵向自由扰动运动由两个非周期衰减模态和一个振荡衰减模态叠加而成。特征值 λ_1 的绝对值远大于特征值 λ_2 和复数特征值 $\lambda_{3,4}$ 实部的绝对值, λ_1 对应的运动模态衰减迅速, 为快衰减运动模态; λ_2 对应的运动模态衰减缓慢, 为慢衰减运动模态; $\lambda_{3,4}$ 对应的运动模态为衰减较慢的振荡模态。

(3) 运动稳定性品质: λ_1 模态的半幅时间 $t_{1/2} = 0.8029\text{s}$; λ_2 模态的半幅时间 $t_{1/2} = 30.6702\text{s}$; $\lambda_{3,4}$ 模态的半幅时间 $t_{1/2} = 8.8187\text{s}$, 振荡周期 $T = 67.6257\text{s}$ 。

当初始扰动为 $\Delta\theta_0 = 0.1\text{rad}$ 时, 纵向自由扰

动的响应曲线如图2所示,由图2可得

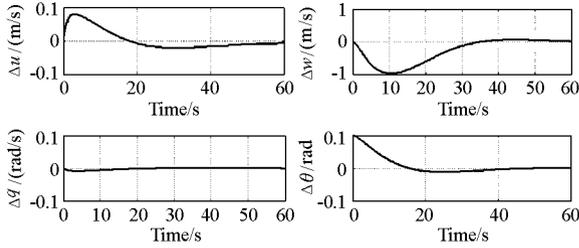


图2 纵向自由扰动的响应曲线

Fig.2 Responses to pitch angle disturbance of longitudinal motion

(1)从衰减特性分析,俯仰角速度 Δq 的衰减速度快于其它参数, Δq 的变化主要由快衰减运动模态 λ_1 这一分量决定,且这种变化主要表现在扰动前期。可见快衰减运动模态主要反映了扰动运动前期 Δq 的变化,受扰后飞艇平台的俯仰角速度变化较快。

(2) Δu 、 Δw 和 $\Delta \theta$ 衰减较为缓慢,可见慢衰减运动模态主要反映了扰动运动中、后期线速度大小与方向的变化。

(3)飞艇平台受到纵向瞬时扰动后,纵向转动运动和线速度是按两种不同方式变化的,由扰动引起的转动运动变化较快,而线速度变化较慢。快衰减运动模态主要同俯仰转动有关,反映了受扰后力矩的平衡过程;而慢衰减运动模态主要同线速度有关,反映了受扰后力的平衡过程。

3.2 横侧向稳定性分析

由式 A_{lat} 可得横侧向运动系统矩阵特征值为

$$\lambda_1 = -0.8926, \lambda_2 = -0.1287,$$

$$\lambda_{3,4} = -0.1463 \pm 0.7221i$$

由特征值可得,对于给定的未扰运动:

(1)4个特征值的实部均为负数,根据 Lyapunov 第一定理,对于给定的未扰运动,横侧向运动是渐近稳定的。

(2)与纵向运动类似,飞艇平台横侧向自由扰动运动由两个非周期衰减模态和一个振荡衰减模态叠加而成。

(3)运动稳定性品质: λ_1 模态的半幅时间 $t_{1/2} = 0.7765s$, λ_2 模态的半幅时间 $t_{1/2} = 5.3858s$, $\lambda_{3,4}$ 模态半幅时间 $t_{1/2} = 4.7378s$, 振荡周期 $T = 8.6982s$ 。

当初始扰动为 $\Delta \phi_0 = 0.1rad$ 时,横侧向自由扰动的响应曲线如图3所示,由图3可得

(1)在横侧向自由扰动运动前期,偏航角速度 Δr 衰减较快,横侧向运动快衰减模态主要反映了绕 oz 轴转动的扰动运动。由 Δr 的变化曲线可

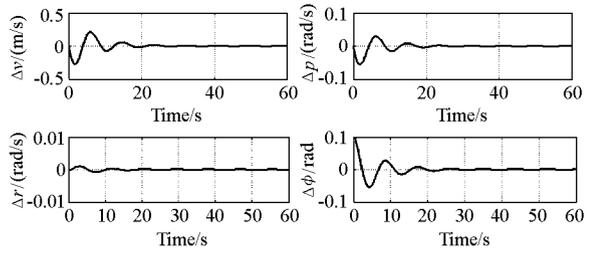


图3 横侧向自由扰动的响应曲线

Fig.3 Responses to yaw angle disturbance of lateral motion

得,偏航角速度扰动在很短的时间内趋于零,偏航运动达到平衡状态。滚转角速度 Δp 的衰减速度慢于偏航角速度 Δr ,说明在初始滚转角扰动下,绕 ox 轴转动的扰动运动大于绕 oz 轴的扰动运动。

(2)侧向速度 Δv 和滚转角 $\Delta \phi$ 衰减较慢,对应于横侧向扰动运动的慢衰减运动模态。

(3)飞艇平台受到横侧向瞬时扰动后,横侧向转动运动变化较快,线速度变化较慢。快衰减运动模态主要同偏航运动有关,而慢衰减运动模态主要同侧向速度和滚转角运动有关。

4 结论

本文针对临近空间对地观测平台的特点,选用合适的坐标系和运动参数对其运动学进行了描述,综合考虑了空气动力、重力、浮力、附加惯性力以及控制力作用,基于 Newton-Euler 方程,建立了矢量形式的六自由度运动方程。在此基础上应用 Lyapunov 稳定性理论对观测平台的稳定性进行了研究,系统分析了其未扰运动的渐近稳定性和自由扰动后的运动模态。以上工作为对地观测平台的运动分析和控制系统设计提供了基础。

参考文献:

- [1] Young M, Keith S. An Overview of Advanced Concepts for Near-space Systems [C]//The 45th AIAA Joint Propulsion Conference and exhibit, Colorado, USA, August, 2009.
- [2] Chu A, Blackmore M. A Novel Concept for Stratospheric Communications and Surveillance [C]//AIAA Balloon System Conference, Williamsburg, USA, May, 2007.
- [3] Gomes S B V, Ramos J J G. Airship Dynamic Modeling for Autonomous Operation [C]//Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, Leuven, Belgium, May, 1998.
- [4] Mueller J B, Paluszek M A. Development of an Aerodynamic Model and Control Law Design for a High Altitude Airship [C]//The third AIAA Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit, AIAA, Chicago, USA, September, 2004.
- [5] Li Y W, Nahon M. Modeling and Simulation of Airships Dynamics [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(6):1691 - 1701.
- [6] Bestaoui Y, Kuhlmann H. A Newton-euler Approach to Modeling of a Quad-rotor Autonomous Airship-preliminary Results [C]//The

48th Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Florida, USA, January, 2010.

[7] Li Y W. Dynamics Modeling and Simulation of Flexible Airship [D]. Montreal: Doctoral dissertation of Department of Mechanical

Engineering, McGill University, 2008.

[8] Isidori A. Nonlinear Control Systems [M]. London: Bertelsmann Springer Publishing Group, 2005.

(上接第 4 页)

4 结论

广播星历参数拟合算法研究,不仅对用户导航定位精度的提高具有重要意义,而且对我国卫星导航定位系统广播星历参数设计具有一定参考价值。文中针对导航卫星星载计算机处理能力有限,引入基于遗忘因子的递推最小二乘估计算法实现快速拟合广播星历,提高了数据处理能力;针对导航卫星轨道偏心率近似为 0,提出基于无奇异变换的广播星历在轨实时拟合算法,采用无奇异轨道根数代替经典开普勒根数形成改进广播星历参数进行迭代求解方法,解决了参数拟合过程中法化矩阵奇异问题。通过对 GEO、IGSO 卫星仿真结果分析得知,该方法数据处理速度相对较快,满足星上自主生成星历技术要求,且广播星历拟合精度较好,满足用户实时导航定位精度要求。

参考文献:

[1] 帅平,曲广吉,陈忠贵. 导航星座自主导航技术研究[J].

中国工程科学,2006,8(3):22-30.

[2] Weber T, Ray J, Kouba J. Review of IGS Analysis Products[C]//IGS Network, Data and Analysis Center Workshop, Ottawa, 2002.
[3] Rajan J A, Orr M. On-orbit Validation of GPS II - R Autonomous Navigation [C]//Proceedings of the ION 59th Annual Meeting, Albuquerque, NM, June 23 - 25, 2003: 411 - 419.
[4] 朱俊,文援兰,廖瑛. 一类适用于各种轨道类型的导航卫星广播星历研究[J]. 航天控制. 2005.
[5] 刘光明,廖瑛,文援兰. 导航卫星广播星历参数拟合算法研究[J]. 国防科技大学学报, 2008, 30(3): 100 - 104.
[6] 袁建平,罗建军,岳晓奎. 卫星导航原理与应用[M]. 北京:中国宇航出版社, 2003.
[7] 刘谢进,杨格兰,霍玉洪. 递推加权最小二乘算法的研究[J]. 系统仿真学报, 2009,21(14):4248 - 4250.
[8] Escobar P R. Methods of Orbit Determination[M]. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1965.
[9] 阳仁贵,欧吉坤,闻德保. GPS 广播星历误差及定位结果的影响[J]. 测绘信息与工程. 2006.
[10] 刘林. 人造地球卫星轨道力学[M]. 北京:高等教育出版社, 1992.
[11] 崔先强,焦文海,秦显平. GPS 广播星历参数拟合算法的探讨[J]. 测绘科学, 2006,31(1): 25 - 26.

(上接第 13 页)

3 结论

本文采用经典成核理论,将描述湿蒸汽两相凝结流动的气相和液相控制方程进行耦合求解,采用维里状态方程对模型做进一步的完善,并且采用经典实验结果对数值仿真算法进行了校验,对超声速环型蒸汽引射系统进行了初步的设计和数值仿真,主要结论如下:

(1)在不发生堵塞的条件下,适当地减小收敛比,可以使得扩张段的激波串向上游移动,也能减少甚至消除蒸汽的再次冷凝,提高扩张段的总压恢复系数,改善引射器性能。

(2)在保证引射器能启动的条件下,适当地减小面积比,会提高引射系数。增大二次喉道的长径比可以使得二次喉道出口气流静压分布更均

匀,也可以提高扩张段的总压恢复系数。

参考文献:

[1] 刘泽军. 蒸汽引射系统凝结流动过程数值研究[D]. 长沙:国防科技大学,2009.
[2] 黄生洪,徐胜利,李俊杰,等. 水蒸汽凝结对超声速风洞蒸汽引射系统的影响[J]. 推进技术,2005,26(5).
[3] Daiguji H, Ishazaki K, Ikohagi T. A High-resolution Numerical Method for Transonic Non-equilibrium Condensation Flows Through a Steam Turbine Cascade [C]//Proceedings of the 6th International Symposium on Computational Fluid Dynamics, 1995:479 - 484.
[4] Young J B. An Equation of State for Steam for Turbo Machinery and Other Flow Calculations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1998, 110: 1 - 7.
[5] Moses C A, Stein G D. On the Growth of Steam Droplets Formed in a Laval Nozzle Using Both Static Pressure and Light Scattering Measurements[J]. J. of Fluid Engineering, Sep 1978, 100:311 - 322.
[6] Zori L, Kelecy F. Wet Steam Flow Modeling in a General CFD Flow Solver[C]//35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit 6 - 9, Toronto Ontario Canada, 2005.