

敏捷导弹复合控制策略

刘皓, 沈毅

(哈尔滨工业大学航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 建立了敏捷导弹的动力学模型, 引入力和力矩放大因子来描述横向喷流的干扰作用。针对直接力/气动力复合控制模型, 提出了一种基于模型参考的自适应控制分配方法。引入了加权分配策略, 该方法将复合控制系统分解为气动力和直接力两个子系统, 使设计问题得到简化。采用遗传算法(genetic algorithm, GA)对加权因子进行了多目标优化设计。仿真结果表明, 所设计的复合控制系统能够快速稳定地跟踪输入指令, 解决了直接力和气动力子系统的加速度分配问题。

关键词: 敏捷导弹; 复合控制; 分配算法; 遗传算法

中图分类号: TJ 7

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.1001-506X.2011.04.32

Blended control strategy for agile missiles

LIU Hao, SHEN Yi

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The dynamic model of agile missiles is developed. The force and torque amplification factors are used to describe the influence of jet interaction for the missile. For the direct force / aerodynamic compound control model, adaptive control allocation based on model reference is presented. In order to simplify the design, the strategy of weighted allocation is introduced, which can make the hybrid control system decompose into two subsystems, aerodynamics subsystem and direct force subsystem, respectively. The weighting factors are selected by using a genetic algorithm (GA) to optimize the multi-objective cost function. The simulation results show that the designed blended control system can track the input command rapidly and implement the acceleration allocation between direct force and aerodynamic force.

Keywords: Agile missile; blended control; allocation algorithm; genetic algorithm (GA)

0 引言

随着现代科技的发展,越来越多的国家拥有了战术弹道导弹,并且这些弹道导弹具有很高的速度和机动性,同时也具备了纵深的打击能力。因此,对拦截导弹提出了更高的要求,使其必须具备在超高速飞行下具有快速的反应能力。根据文献[1],控制系统的响应时间应为0.1 s左右。采用传统的气动舵控制已无法满足敏捷导弹对快速性的要求。因此,有必要引入直接力控制。直接力控制依靠发动机点火产生的反作用力来改变导弹的姿态,与气动舵的延迟相比,直接力控制具有较快的响应,可以满足快速性的要求。例如美国的PAC-3导弹,其上安装了180个脉冲姿控发动机(impulse attitude control motor, IACM),通过IACM提供姿控力矩快速改变导弹的姿态,从而提高控制系统响应的速度。

然而,由于侧喷发动机的存在,在IACM工作时,侧喷

流会与导弹表面的主流场产生相互很强的作用,从而改变了导弹的受力情况,这种现象称之为侧喷干扰(jet interaction, JI)。本文通过研究国内外文献,采用干扰因子来描述JI效应的影响,建立了侧喷干扰动力学模型。

在控制系统实际工作中,加速度计无法区分直接力和气动力产生的加速度。因此,本文提出一种加速度分配策略,解决了加速度分配问题,并设计了复合控制系统。

1 侧喷干扰模型的建立

国内外关于JI的文献很多,如文献[2]给出了描述侧喷发动机引起的JI效应的力放大因子的定义,文献[3]给出了改进的描述JI效应的力放大因子的定义,文献[4-7]通过数值模拟分析了侧喷干扰效应,文献[8]通过工程估算来分析侧喷干扰效应。本文首先给出常用的力和力矩放大因子概念,并给出力放大因子的估算公式。

1.1 力和力矩放大因子

考虑侧喷和来流相互干扰在导弹上产生力和力矩时,可以采用力放大因子 K_F 和力矩放大因子 K_M 来描述。

具有侧喷作用时,气动力和气动力矩分为三种情况,无喷流时导弹受到自由流的气动力和力矩,用 $F_{\text{jet off}}$ 和 $M_{\text{jet off}}$ 表示;有喷流时导弹受到自由流的气动力和力矩,用 $F_{\text{jet on}}$ 和 $M_{\text{jet on}}$ 表示;真空环境下喷流对导弹的气动力和力矩,用 F_j 和 M_j 表示。那么,力放大因子 K_F 和力矩放大因子 K_M 可以定义如下^[9]

$$K_F = \frac{F_{\text{jet on}} - F_{\text{jet off}}}{F_j} \quad (1)$$

$$K_M = \frac{M_{\text{jet on}} - M_{\text{jet off}}}{M_j} \quad (2)$$

由以上两式可以推出气动力和喷流同时对导弹的作用,即 $F_{\text{jet on}}$ 和 $M_{\text{jet on}}$ 同时存在时,其表达式为

$$F_{\text{jet on}} = F_{\text{jet off}} + K_F F_j \quad (3)$$

$$M_{\text{jet on}} = M_{\text{jet off}} + K_M M_j \quad (4)$$

K_F 和 K_M 与飞行高度、马赫数、攻角、导弹的外形和推力系数等因素有关,由于其表达式非常复杂,因此在应用时需要对其简化计算。

1.2 导弹的干扰动力学模型

假设导弹是轴对称的,则 $I_y = I_z$, 设导弹速度为 v , 角速度为 ω , 重力为 G , 发动机推力为 P , 方向沿 x 轴正向, 并且忽略侧喷发动机对轴向的干扰。

在弹体坐标系下建立导弹干扰动力学模型如下^[10]

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{P-X}{m} - g \sin \vartheta - \omega_z v + \omega_y w \\ \frac{Y+F_{my}}{m} - g \cos \gamma \cos \vartheta - \omega_x w + \omega_z u \\ \frac{Z+F_{mz}}{m} + g \sin \gamma \cos \vartheta - \omega_y u + \omega_x v \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{M_{qx}}{I_x} \\ \frac{M_{qy} + K_{My} M_{my}}{I_y} - \frac{I_x - I_z}{I_y} \omega_x \omega_z \\ \frac{M_{qz} + K_{Mz} M_{mz}}{I_z} - \frac{I_y - I_x}{I_z} \omega_y \omega_x \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中

$$X = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x$$

$$Y = Y_0 + \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_y^\alpha \cdot \alpha + C_y^{\delta_z} \delta_z)$$

$$Z = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_z^\beta \cdot \beta + C_z^{\delta_y} \delta_y)$$

$$M_{qx} = qSL (m_x^{\delta_x} \cdot \delta_x + m_x^{\bar{\omega}_x} \cdot \bar{\omega}_x)$$

$$M_{qy} = qSL (m_y^\beta \cdot \beta + m_y^{\delta_y} \cdot \delta_y + m_y^{\bar{\omega}_y} \cdot \bar{\omega}_y)$$

$$M_{qz} = qSL (m_z^\alpha \cdot \alpha + m_z^{\delta_z} \cdot \delta_z + m_z^{\bar{\omega}_z} \cdot \bar{\omega}_z)$$

式中, α, β 分别为攻角和侧滑角; δ_x, δ_y 和 δ_z 为舵偏角; F_{my} 、 F_{mz} 和 M_{my} 、 M_{mz} 分别表示侧喷发动机在 y, z 方向产生的推

力和力矩; q 为动压; L 为参考长度; S 为参考面积; 其余气动参数的意义见文献^[10]。

为了简化, 本文只研究俯仰平面内的运动, 设导弹的速度大小为 V , 则可以推导出

$$\begin{cases} u = V \cos \alpha \\ v = V \sin \alpha \\ w = 0 \end{cases} \quad (7)$$

由式(7)可得

$$\alpha = \arctan \frac{v}{u} \quad (8)$$

对式(8)求导得

$$\dot{\alpha} = \frac{\cos \alpha (\dot{v} - \dot{u} \tan \alpha)}{V} \quad (9)$$

由式(5)和式(9)可推出

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} = & \frac{\cos \alpha}{V} \left[\left(\frac{Y+F_{my}}{m} - g \cos \gamma \cos \vartheta + \omega_z u \right) - \right. \\ & \left. \left(\frac{P-X}{m} - g \sin \vartheta - \omega_x v \right) \tan \alpha = \right. \\ & \omega_z + \frac{(Y - mg \cos \gamma \cos \vartheta) \cos \alpha}{mV} - \\ & \left. \frac{(P-X - mg \sin \vartheta) \sin \alpha}{mV} + K_{Fy} \frac{F_{my}}{mV} \cos \alpha \right] \quad (10) \end{aligned}$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{qSL (m_z^\alpha \cdot \alpha + m_z^{\delta_z} \cdot \delta_z + m_z^{\bar{\omega}_z} \cdot \bar{\omega}_z)}{I_z} + \frac{K_{Mz} M_{mz}}{I_z} \quad (11)$$

将以上两式看成由两部分组成, 一部分是由气动力作用引起的; 另一部分是由直接力作用引起的。

(1) 气动力作用引起的部分

$$\begin{aligned} \dot{\alpha}_{\text{fin}} = & \omega_z + \frac{(Y - mg \cos \gamma \cos \vartheta) \cos \alpha}{mV} - \\ & \frac{(P-X - mg \sin \vartheta) \sin \alpha}{mV} \quad (12) \end{aligned}$$

$$\dot{\omega}_{z, \text{fin}} = \frac{qSL (m_z^\alpha \cdot \alpha + m_z^{\delta_z} \cdot \delta_z + m_z^{\bar{\omega}_z} \cdot \bar{\omega}_z)}{I_z} \quad (13)$$

(2) 直接力作用引起的部分

$$\dot{\alpha}_{\text{jet}} = K_{Fy} \frac{F_{my}}{mV} \cos \alpha \quad (14)$$

$$\dot{\omega}_{z, \text{jet}} = \frac{K_{Mz} M_{mz}}{I_z} \quad (15)$$

2 复合控制系统的结构分解

本文采用自适应控制理论来设计敏捷导弹的复合控制系统。复合控制系统设计框图如图 1 所示。由制导系统给出控制指令 a_c , 通过 K_{fin} 、 K_{jet} 两个权因子分配到气动力和直接力子系统, 即 $a_c = K_{\text{fin}} a_{\text{fin}, c} + K_{\text{jet}} a_{\text{jet}, c}$ 。并且 K_{fin} 和 K_{jet} 满足如下关系

$$K_{\text{fin}} + K_{\text{jet}} = 1 \quad (16)$$

由式(16)可以看出, 当 $K_{\text{fin}}=0$ 时, 只有直接力子系统起作用; 当 $K_{\text{fin}}=1$ 时, 只有气动力子系统起作用。因此, 可以通过

选择合理的权因子 K_{fin} 和 K_{jet} , 使得复合控制系统满足一定的要求。本文将通过优化算法来求取权因子 K_{fin} 和 K_{jet} 。

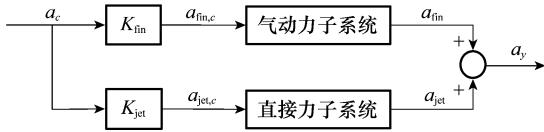


图 1 复合控制系统结构图

采用模型参考自适应控制来实现气动子系统的设计, 原理如图 2 所示。

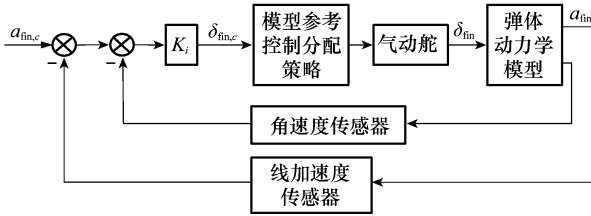


图 2 气动子系统结构图

直接力装置的数学模型如图 3 所示。 δ_p 为阀门开度, 当产生最大直接力时 $\delta_p = \pm 1$, 当阀门关闭时 $\delta_p = 0$; 假设延迟时间常数为 $\tau = 0.015$ 。

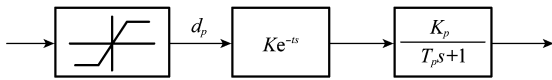


图 3 直接力子系统结构图

3 模型参考分配算法

假设参考模型输出为 δ_m , 采用如下的参考模型

$$\delta_m = \frac{K_d}{T_d s + 1} \delta_{fin,c} \quad (17)$$

式中, $\delta_{fin,c}$ 为参考模型的输入, 在本文中表舵机的实际输入(见图 4), 则模型参考的系统误差可表示为

$$e = \delta_m - \delta_{fin} \quad (18)$$

模型参考设计的目的就是使舵系统的输出 δ_{fin} 能够快速、稳定地跟踪输入指令 δ_m 。采用模型参考自适应控制的分配方法, 如图 4 所示。Newton-Raphson 算法通过调节参数 k_N 使得 $e^2 \rightarrow 0$, 算法规则如下^[11]

$$\frac{dk_N}{dt} = -\frac{\partial}{\partial k_N}(e^2) / \frac{\partial^2}{\partial k_N^2}(e^2) \quad (19)$$

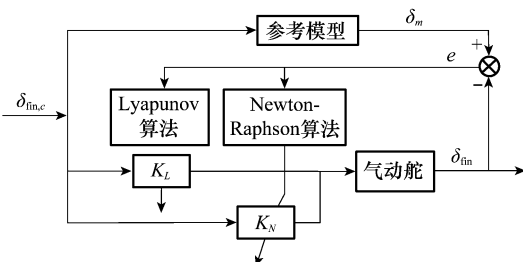


图 4 模型参考分配算法结构图

当跟踪误差比较大时, Newton-Raphson 方法能够使误差快速地收敛, 但是当跟踪误差较小时, 收敛性能较差。因此, 当误差较小时, 采用 Lyapunov 方法来改进原算法的收敛性, 算法规则如下^[11]:

设有如下 Lyapunov 函数

$$V(e, k_L) = \frac{1}{2}(e^2 + k_L^2) \quad (20)$$

对式(20)求导得

$$\dot{V} = e \frac{de}{dt} + k_L \frac{dk_L}{dt} \quad (21)$$

如果保证式(21)小于等于零, 即保证 $\dot{V} \leq 0$, 则能保证该算法的收敛性。假设 $\dot{V} = -\eta e^2$, 则有

$$\frac{dk_L}{dt} = -\frac{1}{k_L} \left(\eta e^2 + e \frac{de}{dt} \right) \quad (22)$$

式中, $\eta > 0$, 为学习速率。

通过两种算法的结合就能够保证误差快速稳定的趋近于零。选择方法为: 当 $e \geq \Delta$ 时, 采用 Newton-Raphson 方法, 使误差快速减小; 当 $e < \Delta$ 时, 采用 Lyapunov 算法, 改进 Newton-Raphson 方法的不足。

4 权因子的优化设计

步骤 1 采用遗传优化算法对加权因子 K_{fin} 和 K_{jet} 进行优化设计, 染色体采用二进制进行编码, 寻优参数写成向量形式

$$\mathbf{x} = [K_{fin} \quad K_{jet}] \quad (23)$$

步骤 2 选择适应度函数。

代价函数 $J(\mathbf{x})$ 设计为

$$J(\mathbf{x}) = \lambda_1 \int (a_c - a_y)^2 dt + \lambda_2 t_r + \lambda_3 t_s \quad (24)$$

式中, $\lambda_i > 0 (i=1, 2, 3)$ 为加权系数; t_r 为上升时间; t_s 为调节时间。由于遗传优化算法以最大适应度进行目标优化搜索。因此, 将适应度函数取为 $Q(\mathbf{x}) = \frac{1}{J(\mathbf{x})}$ 。

步骤 3 种群初始化。

随机生成多个个体作为初始群体 $P(0)$, 置进化代数 N 。令变量 $n=1$ 。

步骤 4 遗传操作。

计算函数适应度函数 $Q(\mathbf{x})$ 的值, 然后进行复制、交叉、变异等操作。

步骤 5 $n=n+1$ 。

如果 $n > N$, 停止运算, 否则返回步骤 4, 进行下一次的操作, 直至满足条件。

5 仿真结果

用于仿真的敏捷导弹主要参数如表 1 所示^[12]。

表 1 导弹参数表

参数	数值
m/kg	204.022 7
$I_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	247.436 6
$V/(\text{m}/\text{s})$	1 000
S/m^2	0.040 9
d/m	0.228 6

在仿真过程中,采用式(17)所示的参考模型,其中参数可选择为: $K_{d_j}=0.225 8, T_{d_j}=0.009 87$ 。假设侧喷影响因子为常数,根据文献[13]取如下值: $K_{F_y}=0.5, K_{M_y}=0.8$;直接力控制系统参数设置为, $T_p=0.02, K_p=1$;参考输入 $a_c=20 g$ 。

通过仿真,采用遗传算法对权因子进行优化设计,优化结果为 $K_{in}=0.865 4, K_{jet}=0.134 6$ 。

通过权因子优化结果和仿真图可以看出,直接力控制只在导弹大机动时动态过程起作用,稳态时的控制主要由气动舵来完成。

由图 5 和图 6 可以看出,复合控制的输出过载能够快速稳定地跟踪输入过载指令,响应时间大约为 0.1 s,满足敏捷导弹控制系统对快速性的要求。由所有仿真图可以看出,加入直接力的复合控制系统比纯气动力控制系统的响应时间要快一倍左右。

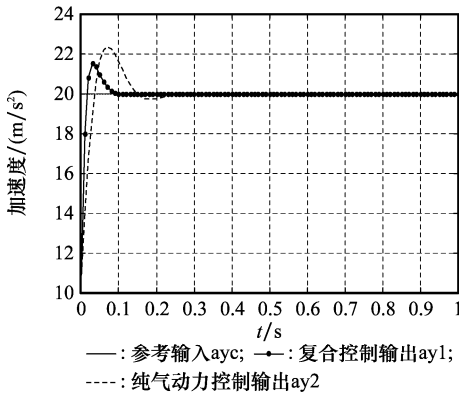


图 5 加速度跟踪曲线

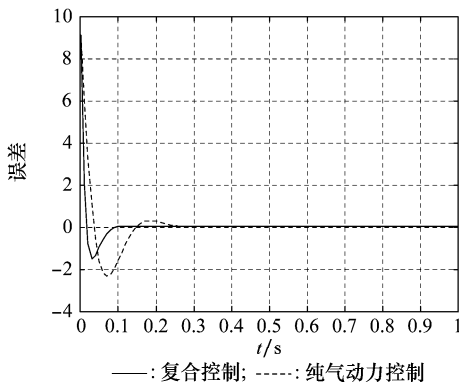


图 6 加速度跟踪误差曲线

在实际系统中,导弹的气动力和直接力系统是存在耦合的,通过本文提出的简化设计思想,即通过引入权因子的方法,解决了复合控制的加速度分配问题,由图 5~图 8 可以看出,复合控制系统能够快速稳定的跟踪参考输入,说明这一简化处理方法是有效的。

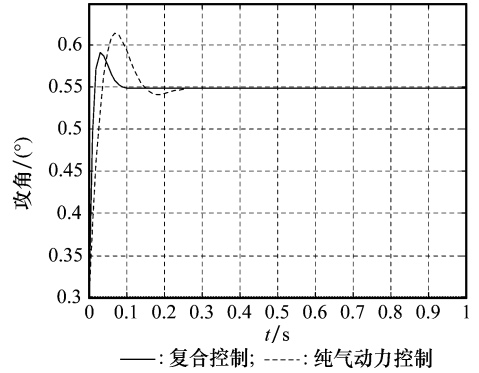


图 7 攻角随时间的变化

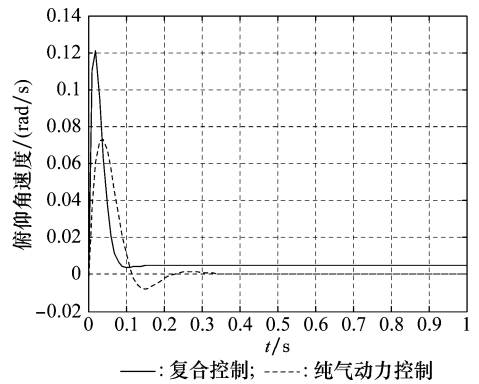


图 8 俯仰角速度随时间的变化

6 结 论

针对拦截器直接力/气动力复合控制问题,设计了基于模型参考自适应控制的自动驾驶仪。引入了加权因子分配策略,并通过遗传优化算法对加权因子进行优化设计,将复合控制系统简化为气动力和直接力两个控制子系统。仿真结果表明,设计的复合控制系统能够满足要求,控制分配算法合理,具有一定的应用价值。

参 考 文 献:

[1] Chadwick W R. Augmentation of high-altitude maneuvers performance of a tail-controlled missile using lateral thrust [R]. Virginia: Naval Surface Warfare Center, AD-A328973,1997.

[2] Ward S C. A computational model for predicting the performance of jet inter-action steering control systems for conical missile [C]// Proc. of AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting,1987:1-8.

[3] Roger R P. The aerodynamics of jet thruster control for supersonic/hypersonic endo-interceptors; lessons learned [C]// Proc. of 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,1999:1-13.

- [4] Salimuddin Z. Computational aero-dynamic interaction of a short protuberance/lateral plate on blunted cone configurations in hypersonic flow [C] // *Proc. of 24th Applied Aerodynamics Conference*, 2006; 1 - 8.
- [5] Peter A, Gnoffo K, James W, et al. Computational aerothermodynamic design issues for hypersonic vehicle [R]. AIAA - 97 - 2473, 1997.
- [6] Patrick G, Reza A, Jose L. Computational comparisons of the interaction of a lateral jet on a supersonic generic missile [C] // *Proc. of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 2008; 1 - 9.
- [7] Viti V, Wallis S, Schetz J A, et al. Jet interaction with a primary jet and an array of smaller jets [J]. *AIAA Journal*, 2004, 42(7): 1358 - 1368.
- [8] 胡成全. 带有横向喷流的导弹气动计算方法研究[J]. 战术导弹技术, 1995(2): 10 - 17. (Hu C Q. A study for aerodynamic calculation of missile with transverse jet stream [J]. *Tactical Missile Technology*, 1995(2): 10 - 17.)
- [9] 王进, 陈万春, 殷兴良. 具有脉冲姿控发动机的导弹控制策略设计[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(9): 1724 - 1729. (Wang J, Chen W C, Yin X L. Control policy design for missile using impulsive attitude control motors [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2008, 30(9): 1724 - 1729.)
- [10] 钱杏芳, 林瑞熊. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2003: 48 - 49. (Qian X F, Lin R X. *Missile flight dynamics* [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2003: 48 - 49.)
- [11] Menon P K, Iragavarapu V R. Adaptive techniques for multiple actuator blending [R]. AIAA 98 - 4494, 1998.
- [12] 邹晖, 陈万春, 王鹏. 敏捷导弹气动/侧向推力复合控制特性分析研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(3): 192 - 196. (Zou H, Chen W C, Wang P. Simultaneous lateral thrust and aerodynamic control of an agile missile [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2004, 30(3): 192 - 196.)
- [13] 王进, 陈万春, 殷兴良. 具有脉冲姿控发动机的自旋导弹动态分析与控制[J]. 宇航学报, 2008, 29(4): 1329 - 1334. (Wang J, Chen W C, Yin X L. Dynamic analysis and control design for a spinning missile with impulsive attitude control motors [J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(4): 1329 - 1334.)

(上接第 873 页)

参考文献:

- [1] Schuler A R. Measuring rotational motion with linear accelerometers [R]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, 1967, 3(3): 465 - 472.
- [2] Merhav S J. A nongyroscopic inertial measurement unit [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1982, 5(3): 227 - 235.
- [3] Chin-Woo T, Sungsu P, Kirill M, et al. Design of gyroscope-free navigation systems [C] // *Proc. of Intelligent Transportation Systems*, 2001: 286 - 291.
- [4] Chen J H, Lee S C, Daniel B D. Gyroscope free strap-down inertial measurement unit by six linear accelerometers [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1994, 17(2): 286 - 290.
- [5] Ryan Hanson, Meir Pachter. Optimal gyro-free IMU geometry [C] // *Proc. of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2005: 6151.
- [6] Chin-Woo T, Sungsu P. Design of accelerometer-based inertial navigation systems [R]. *IEE Trans. on Instrumentation and Measurement*, 2005, 54(6): 2520 - 2530.
- [7] Sungsu P, Chin-Woo T, Joohyuk P. A scheme for Improving the performance of a gyroscope-free inertial measurement unit [J]. *Sensors and Actuators*, 2005, A(121): 410 - 420.
- [8] 陈世友, 李春花. 无陀螺捷联惯导系统捷联方案研究[J]. 航空学报, 1999, 20(6): 566 - 568. (Chen S Y, Li C H. Research on strapdown scheme of nongyroscopic strapdown inertial navigation system [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1999, 20(6): 566 - 568.)
- [9] 覃方君, 许江宁, 傅军, 等. 一种简化的无陀螺惯导系统安装误差校准方法[J]. 测试技术学报, 2008, 22(2): 155 - 159. (Qin F J, Xu J N, Fu J, et al. A simplified installation error calibration method for gyro-free inertial navigation systems [J]. *Journal of Test and Measurement Technology*, 2008, 22(2): 155 - 159.)
- [10] 杨华波, 蔡洪, 张士峰. 无陀螺系统构型安装误差标定及补偿方案分析[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1853 - 1857. (Yang H B, Cai H, Zhang S F. Calibration and compensation of the configuration installation errors for a gyro-free navigation system with nine accelerometers [J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(6): 1853 - 1857.)
- [11] 汪小娜, 王树宗, 朱华兵. 无陀螺捷联惯导系统加速度计安装误差研究[J]. 兵工学报, 2008, 29(2): 160 - 163. (Wang X N, Wang S Z, Zhu H B. Study on installation errors of accelerometer in GFSINS [J]. *Acta Armamentarii*, 2008, 29(2): 160 - 163.)
- [12] 吴俊伟, 李绵伟, 王小旭. 无陀螺捷联惯导系统的安装误差辨识方法[J]. 测试技术学报, 2008, 22(5): 413 - 418. (Wu J W, Li M W, Wang X X. An identification method for installation errors of GFSINS [J]. *Journal of Test and Measurement Technology*, 2008, 22(5): 413 - 418.)
- [13] Algrain M C, Sanjie J. Estimation of 3D angular motion using gyroscopes and linear accelerometers [J]. *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic System*, 1991, 27(6): 910 - 920.
- [14] 王劲松. 无陀螺微惯性测量组合理论与优化算法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2003: 16 - 19. (Wang J S. Research on theory and optimized algorithm of gyro-free micro inertial measurement unit [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2003: 16 - 19.)