

文章编号: 1001- 2486(2009) 05- 0120- 05

编队卫星碰撞因素分析*

杨雪榕¹, 陈忠贵², 赵健康³, 梁加红¹

(1. 国防科技大学 机电工程与自动化学院, 湖南 长沙 410073;

2. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073;

3. 上海交通大学 电子信息与电气工程学院, 上海 200240)

摘要: 为了便于更准确地进行编队卫星碰撞检测和预报, 对影响星间碰撞概率的因素进行了归纳和讨论。给出了编队卫星碰撞概率计算公式, 并从 Hill 方程推导了离散差分方程, 建立 Kalman 滤波器, 用于估计编队飞行状态。在此基础上, 对引起编队卫星发生碰撞的模型误差、测量误差、故障和意外因素四个方面进行了分析。最后, 针对各因素设置了典型仿真想定并进行了仿真, 仿真结果显示控制器常开故障是影响最大的因素, 工程应用中需要针对它进行专门的防碰撞方案研究。

关键词: 编队; 卫星; 碰撞; Kalman 滤波; 仿真

中图分类号: V412 文献标识码: A

Collision Factor Analysis for Formation-flying Satellites

YANG Xue-rong¹, CHEN Zhong-gui², ZHAO Jian-kang³, LIANG Jia-hong¹

(1. College of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

3. School of Electronic, Information and Electrical Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: The factors affecting collision probabilities between formation-flying satellites are discussed and generalized, for the purpose of increasing the accuracy of the collision detection and forecast. A difference equation of Hill's equation is derived for the Kalman filter, which is used to estimate the target satellite's status. Based on these equations, such four factors as model errors, measurement errors, malfunctions and accidental events are analyzed in detail. Several simulation scenarios are also executed for the factors. The simulation results show that the controller always-functioning malfunction is the worse collision factor, which needs further researches for a specific collision avoiding scheme.

Key words: formation-flying; satellites; collision; Kalman filter; simulation

卫星编队技术在空间对地观测^[1]、合成孔径雷达^[2]等方面呈现出巨大的应用前景。NASA 正在开展的新千年计划就包含了多项卫星编队飞行任务, 其中最早的项目 EO-1 与 Landsat-7 的编队飞行演示验证已于 2001 年 7 月至 9 月顺利完成^[1]。现阶段卫星编队飞行的研究大多集中于高精度测量、最优控制和自主智能控制等方面, 并以控制手段防止编队卫星发生碰撞^[3-4]。但是编队卫星长期近距离相互伴飞, 使得卫星间随时可能发生碰撞。

现阶段航天器碰撞检测方法大多基于碰撞概率的求解^[5]。对当前随机航天器的位置协方差进行推演, 可得到任意时刻的 Gauss 概率分布。在概率空间中对需防护航天器的包络体进行积分, 便可得任意时刻的碰撞概率^[6-9]。Campbell 给出了三种检测编队卫星碰撞的方法^[10-11], 这些方法都基于精确的求解随机航天器的状态协方差矩阵, Alfriend 指出即使是很小的协方差变化都会使得碰撞概率计算结果发生巨大变化^[7]。Slater 等分析了轨道摄动影响下的碰撞概率问题^[12], 但摄动并不是影响碰撞概率的全部因素。为此, 有必要对编队飞行中引发碰撞的因素进行全面归纳, 以了解卫星编队飞行中的不确定因素, 从而进行更准确的碰撞检测和预报。

* 收稿日期: 2009-03-16

基金项目: 国家部委基金资助项目 (9140A20010409KG0153)

作者简介: 杨雪榕 (1981-), 男, 博士生。

1 问题描述

卫星(也可为其类型的航天器)编队一般要求保持持续稳定的相对运动状态, 卫星间的相对运动如图 1 所示(以双星编队为例)。图中参考卫星(合作或非合作的航天器)指编队构型控制的参考航天器, 伴飞卫星是在编队飞行中能够自主控制的航天器。图中 $O-XYZ$ 为地球惯性坐标系, $o-xyz$ 为以参考卫星为坐标原点的相对运动坐标系, 它们之间的相对运动关系可以由 Hill 方程进行描述^[9, 11]:

$$\dot{X} = AX + BU + Bw \quad (1)$$

其中, $A = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ 3\omega_n^2 & 0 & 0 & 0 & 2\omega_n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2\omega_n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_n^2 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$, $B = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I} \end{bmatrix}$

$X = [\rho \ v]^T$ 为相对坐标系的位置速度状态量, U 为 3×1 控制量, w 表示由于线性化等因素产生的模型误差。 $\mathbf{0}$ 为 3×3 零矩阵, \mathbf{I} 为 3×3 单位矩阵, ω_n 为参考航天器轨道角速度。

设编队卫星的包络体是球形, 参考卫星和伴飞卫星的包络球半径分别为 r_1, r_2 , 可得两卫星的总包络球的半径为 $R_t = r_1 + r_2$ ^[5]。在相对轨道坐标系中, 如果将 t 时刻所有的随机因素全部集中于伴飞卫星, 设 e 为相对位置的绝对误差, 其统计协方差为 C_t , 可得伴飞卫星相对位置的 $\kappa\sigma$ 误差椭球可表示为: $e^T C_t^{-1} e \leq \kappa^2$ 。由式(1)得到的伴飞卫星的位置矢量为 ρ , 则包含所有随机因素的位置矢量可表为 $\rho = \rho + e$ (编队卫星包络球、总包络球和误差椭球的关系如图 1 所示, 其定义见文献[13])。相对位置误差 Gauss 分布概率密度在相遇平面坐标系的定义见文献[5, 8], 同理在相对轨道坐标系中为:

$$p(\rho_t) = \frac{1}{(2\pi)^{3/2} |C_t|^{1/2}} \exp\left[-\frac{1}{2}(\rho_t - \hat{\rho}_t)^T C_t^{-1} (\rho_t - \hat{\rho}_t)\right] \quad (2)$$

进而, 在时刻 t 两颗卫星发生碰撞的概率为 $P_{Cl} = \iiint_{\text{总包络球}} p(\rho) d\rho$ 。

一般情况下总包络球体积不变, 瞬时碰撞概率 P_{Cl} 的大小取决于两颗卫星的相对距离 ρ_t 和位置误差协方差 C_t 。分析星间碰撞影响因素, 即是分析影响 ρ_t 和 C_t 变化的各种因素。星载计算机进行制导控制解算一般应用差分方程, 为了更好地分析影响编队飞行的各种因素, 将状态方程(1)离散化并写成向量差分方程, 采样周期为 T :

$$X_k = \Phi_{k/k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k-1} U_{k-1} + \Gamma_{k-1} w_{k-1} \quad (3)$$

$$\Phi_{k/k-1} = \mathbf{I} + A(t_k) \Delta t_k + \frac{1}{2} [A(t_k) + A^2(t_k)] \Delta t_k^2 + o(\Delta t_k^2) \cdot \mathbf{I} + AT + \frac{1}{2} A^2 T^2 \quad (4)$$

$$\Gamma_{k-1} = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \Phi(t_k, \tau) B(t_{k-1}) d\tau = \int_0^T \Phi(t) dt B \quad (5)$$

卫星测量方程为

$$Y_k = HX_k + e_k \quad (6)$$

增加状态估计器可以有效地提高相对运动状态的测量精度, 如滑模观测器^[14]。本文采用 Kalman 滤波器作为状态观测器, 用于分析星间相对运动的误差关系。由于 Kalman 滤波是一种无偏最小方差估计, 求取碰撞概率时, 可以利用 Kalman 滤波得到当前 kT 时刻的相对运动状态 $\hat{X}_{k/k}$ 和估计值协方差 $P_{k/k}$, 位置误差协方差 C_k 可取 $P_{k/k}$ 左上角 3×3 矩阵。下面是 Kalman 滤波的另一种形式:

$$\hat{X}_{k/k} = \hat{X}_{k/k-1} + K_k v_k \quad (7)$$

其中, 状态估值 $\hat{X}_{k/k-1} = \Phi_{k/k-1} \hat{X}_{k-1/k-1} + \Gamma_k U_k$, 残差 $v_k = Y_k - H\hat{X}_{k/k-1}$ 。

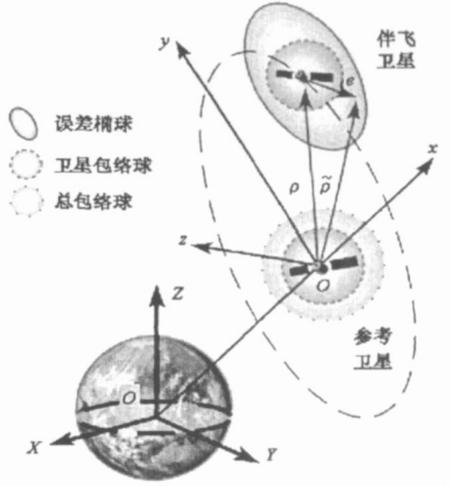


图 1 编队飞行示意图

Fig. 1 Satellite formation flying

$$P_{k|k-1} = \Phi_{k|k-1} P_{k-1|k-1} \Phi_{k|k-1}^T + Q_{k-1} \quad (8)$$

$$P_{k|k} = [P_{k|k-1}^{-1} + H_k^T R_k^{-1} H_k]^{-1} \quad (9)$$

$$K_k = P_{k|k} H_k^T R_k^{-1} \quad (10)$$

由式(8)、(9)得

$$P_{k|k} = \left[\left(\Phi_{k|k-1} P_{k-1|k-1} \Phi_{k|k-1}^T + Q_{k-1} \right)^{-1} + H_k^T R_k^{-1} H_k \right]^{-1} \quad (11)$$

2 碰撞因素分析

2.1 模型误差因素

模型误差是在编队飞行稳定运行状态下的破坏滤波器估计精度主要影响因素,即式(3)中的 w_{k-1} 项。文献[10-11]对编队飞行中采用式(1)所产生的各种摄动误差进行了建模分析,包括线性化误差、气动力摄动、太阳辐射压力摄动、地球非球形引力摄动以及喷气控制摄动。模型误差 w_{k-1} 为有色噪声,设其统计特性为 $E[w_k] = q_k$, $\text{var}[w_k] = Q_k$ 。

模型误差对编队飞行碰撞影响因素有:(1)由式(11)知, w_{k-1} 的方差 Q_{k-1} 的变化将导致估计值方差 $P_{k|k}$ 的变化,而非零均值 q_k 的存在将导致相对状态 $\hat{X}_{k|k}$ 存在一个随时间累计的偏差;(2)编队飞行的状态转移矩阵 $\Phi_{k|k-1}$ 依赖于对参考卫星绝对轨道参数的确定,轨道摄动和控制造成 ω_n 的漂移将导致 $\hat{X}_{k|k}$ 的误差;(3) $\Phi_{k|k-1}$ 进行离散化时产生的截断误差,如式(4)的 $o(\Delta t^2)$,将对滤波精度产生影响。

模型误差造成的不确定性是一个累积效果,要消除这一累计误差,需要在一段时间段的自主飞行后,对卫星进行一次状态校准或精度控制。通过使用 Kalman 滤波能够有效地提高对状态的跟踪效果,可以减小 $\hat{X}_{k|k}$ 的绝对误差,从而减小位置的不确定性。

2.2 测量误差因素

测量误差是造成编队卫星存在碰撞概率的主要因素。相互合作的编队卫星可通过载波相位差分 GPS 达到 1cm 的相对位置精度和 0.3mm/s 的相对速度精度^[15]。但为了增加编队卫星的自主安全特性,卫星的碰撞检测应基于非合作的、能够自身独立运作的测量设备,如光学测量和雷达测量等。这就使得测量精度大大低于合作测量。由于测量设备和方式的不同,测量误差统计特性也不相同,设公式(6)中测量误差统计特性为 $E[e_k] = r_k$, $\text{var}[e_k] = R_k$ 。

测量误差对编队飞行碰撞影响因素有:(1)由于测量方法或测量器件原因,测量噪声存在非零均值 r_k 或方差 R_k 的估计不准,将造成 $\hat{X}_{k|k}$ 有较大的绝对误差;(2)随着测量设备老化或其它原因导致的 R_k 增大,造成的 $\hat{X}_{k|k}$ 的绝对误差增大和 $P_{k|k}$ 的增加。

采用自适应滤波算法,在线估计噪声均值和方差,将能够有效降低测量误差带来的影响,减小参考卫星状态的不确定性。

2.3 故障因素

故障指的是卫星上的设备不能按照正常功能工作,导致出现测量控制精度下降甚至不可用的现象。当卫星形成稳定编队构型后,主要受到一些空间摄动力的影响。这些摄动力量级较小,且在近距离编队情况下,摄动力对编队卫星间影响的差值更小。相比之下,故障便成为威胁编队卫星安全的主要因素。

主要的故障有:(1)测量器件故障:主要导致测量误差的增加,相对状态的不确定性增大;(2)控制器件故障:控制器件包括姿轨控喷气控制发动机、飞轮、大气阻尼控制器、帆板控制装置等一系列能够对卫星状态发生影响的器件。这些器件的控制作用可转化为等效控制力对卫星轨道发生影响,从而引发星间碰撞。常见的故障有:(a)控制器不能开机,即常关故障,此时 U_k 输入为 0,编队构型的破坏主要为各种摄动力;(b)控制器不能关机,即常开故障,此时 $U_k = U_c$,编队构型的破坏主要是控制器产生的控制力;(c)其它器件故障造成的与控制算法输出不符的控制力输入,此时等效的干扰力为 $U_k = U_{other}$ 。(3)通信器件故障:卫星接受地面测量校正信息和控制指令,星间合作测量,都需要借助通信器件。通信器件发生故障,将导致卫星只能依赖自携测量设备进行状态测量,从而导致相对测量精度的下降。卫星无

法进行精度校准, 累计误差将随时间不断增大。

在前两种故障发生的情况下, 卫星都不能按照原有的编队构型控制策略进行控制, 这就需要在卫星自主控制系统中有故障监测和诊断措施, 并拥有冗余备份、故障处置策略等故障处置能力。

2.4 意外因素

所谓的意外因素, 就是不可预测或不可控制的影响因素, 包括: (1) 无法监测的空间碎片的撞击; (2) 太阳粒子风暴造成的光压变化和仪器设备工作紊乱; (3) 参考卫星进行了不可测的控制或受摄运动; (4) 不可预料的设备故障等。当发生意外因素时, 将产生一个等效的输入 $U_k = U_{ext}$, 使得卫星状态发生改变。由于此输入不属于控制输入, 状态估计无法识别, 估计值 $\hat{X}_{k|k}$ 的绝对误差将增加。

除了依靠故障处理策略来应对意外因素的发生, 还需要增加编队卫星各种仪器设备的可靠性, 加强对各种意外因素的主动防护措施, 尽可能减小意外因素对编队飞行造成影响。

3 影响因素仿真分析

为了对各种因素造成的影响进行直观分析, 进行了双星空间圆形编队飞行仿真。由于空间圆轨道编队为最常用的编队构型, 且要求两星间距离恒定, 能够较好地反应各因素的影响。假设参考卫星轨道参数为 EO-1^[1] 的参数 $\omega_h = 0.001060297$, 伴飞卫星按照半径为 1km 的空间圆轨道对参考卫星进行绕飞。卫星轨道仿真采用包含所有摄动因素的高精度轨道推演模型。测量噪声为 $\sigma = 10\text{cm}$, 积分步长 $T = 1\text{s}$ 。

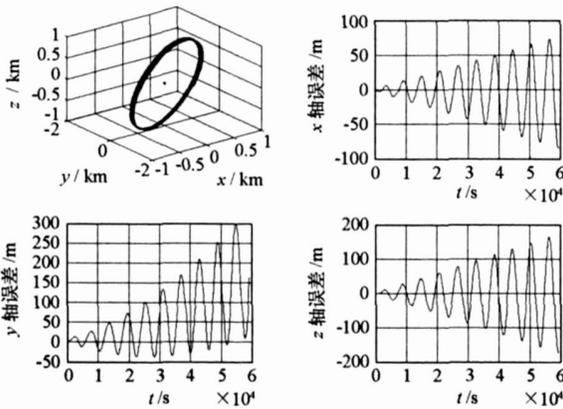


图2 Hill 方程位置误差
Fig. 2 Distance errors of Hill's equation

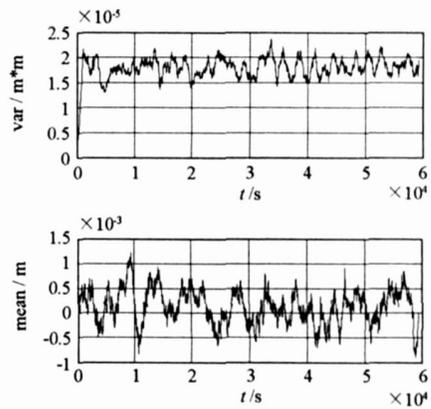


图3 Kalman 滤波估计距离的绝对误差统计特性
Fig. 3 Absolute error statistic (AES) of Kalman filter's estimate distances

如图 2, 对自由飞行编队进行 10 个轨道周期的仿真。图 3 是利用 Kalman 滤波进行状态估计的相对距离的绝对误差统计特性。正如 2.1 节分析的, Hill 方程在各个方向的误差是周期性累积的。y 轴方向最大误差达到了 300m, 而相对距离误差达到 180.71m。由此可见需要必要的测量和估计手段对相对状态进行跟踪估计, 减小估计值的误差。同时进行必要的构型保持控制, 使卫星运行在安全距离以外。假设伴飞卫星只能依靠自身携带的测量设备(如多普勒雷达)得出位置信息, 则相对位置测量值为 $Y_k =$

$$[x_k \ y_k \ z_k]^T, H = [B \ \mathbf{03}], \text{取 } Q_{k-1} = Q = \begin{bmatrix} B \times 10^{-5} & \mathbf{03} \\ \mathbf{03} & B \times 10^{-6} \end{bmatrix}。$$

图 4 和图 5 反应了以下三种情况下的星间距离变化和估计距离的绝对误差统计特性, 为了更好地观察滤波后绝对误差的特性, 对绝对误差进行统计, 窗口为 1000s。

(1) 测量噪声增大: 仿真中设置 2000s 处测量噪声变为原来的 10 倍, 由仿真结果可知, 测量噪声增大使得状态估计值的绝对误差和误差方差都相应地增加, 碰撞概率也将随之增加。

(2) U 点输入: 针对的是卫星受到控制算法输出以外的作用力, 此种情况针对 2.3 和 2.4 节中所论述的一些情况。仿真中设置 2000s 处受到作用加速度 $U = [0, 0.01, 0]^T$, 仿真结果显示: 此种情况下星间相对距离在一个周期内接近了 149.36m, 且在输入时刻后瞬间使得估计误差和方差都发生了突变; 但是随着数据的更新, 滤波回归稳定, 估计值绝对误差和误差方差也返回稳态值。此时碰撞概率改变由相对

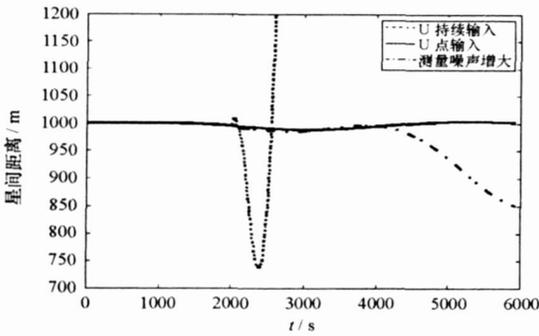


图4 非正常情况下的相对距离

Fig. 4 Distances in abnormal circumstances

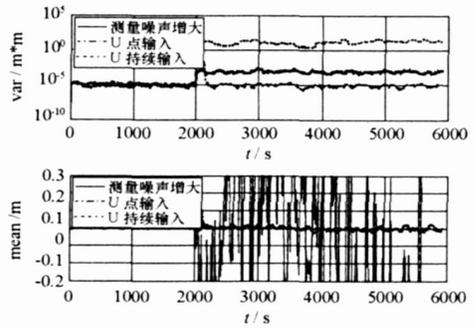


图5 非正常情况下的估计距离的绝对误差统计特性

Fig. 5 AES of estimate distances in abnormal circumstances

距离的变化决定。

(3) U 持续输入: 针对的是卫星受到控制算法输出以外的持续作用力输入, 此种情况对应 2.3 节发生控制器件常开故障的情形。仿真中设置 2000s 处受到持续作用加速度 $U = [0, 0.01, 0]^T$, 仿真结果显示: 星间相对运动随控制力的输入发生巨大改变, 最近距离达到 735.42m。同时, 目标距离估值绝对误差和误差方差同时增大, 星间碰撞概率也将随之增加。

以上三种情况比较典型地给出了影响星间碰撞概率的因素, 实际情况要比仿真中设计的想定复杂得多, 可能包含各种状态量的耦合和间歇性故障等。从仿真可以看出, 控制器常开故障是影响最大碰撞因素, 需要专门针对此故障进行防碰撞方案研究。

4 结论

编队卫星要进行长期自主飞行, 必须进行在线碰撞检测和预报。精确的状态估计能够增加碰撞检测和预报的准确度。对编队卫星碰撞因素的分析, 有利于更好地设计自主安全控制策略, 进行主动防碰撞设计, 为编队卫星长期自主飞行奠定了基础。未来的工作是研究星载快速碰撞检测和预报算法, 使得编队卫星的全自主飞行成为可能。

参考文献:

- [1] Guinn J R. Earth Observing- 1 Preliminary Technology and Science Validation Report: JPL Enhanced Formation Flying[R]. Pasadena, California: Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2002: 4- 6.
- [2] Mohammed J L. Space CAPS: Automated Mission Planning for the TechSat 21 Formation-flying Cluster Experiment[R]. New Mexico: US Air Force Research Laboratory, 2002.
- [3] Singh G, Hadaegh F Y. Collision Avoidance Guidance for Formation-flying Applications[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Montreal, Canada, AIAA- 01- 4088, 2001.
- [4] Wang S, Schaub H. Spacecraft Collision Avoidance Using Coulomb Forces with Separation Distance and Rate Feedback[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2008, 31(3): 740- 750.
- [5] Patera R P. General Method for Calculating Satellite Collision Probability[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2001, 24(4): 716- 722.
- [6] Akella M R, Alfriend K T. The Probability of Collision Between Space Objects[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2000, 23(5): 769- 772.
- [7] Alfriend K T, Akella M R, Frisbee J, et al. Probability of Collision Error Analysis[J]. Space Debris. 1999, 1(1): 21- 34.
- [8] Patera R P. Satellite Collision Probability for Nonlinear Relative Motion[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2003, 26(5): 728- 733.
- [9] 王华. 交会对接的控制与轨迹安全[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007.
- [10] Campbell M E. Collision Monitoring within Satellite Clusters[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology. 2005, 13(1): 42- 55.
- [11] Campbell M E, Udrea B. Collision Avoidance in Satellite Clusters[C]//Proc. of American Control Conference. Anchorage, AK, United States, 2002: 1686- 1692.
- [12] Slater G L, Byram S M, Williams T W. Collision Avoidance for Satellites in Formation Flight[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2006, 29(5): 1140- 1146.
- [13] 王华, 唐国金. 非线性相对运动的飞行器碰撞概率研究[J]. 宇航学报. 2006, 12(27): 160- 165.
- [14] Thein M L, Thienel J K, Luquette R J, et al. Relative Position Estimation and Control for Precision Formation Flying of Two Spacecraft Formations[C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Hilton Head, South Carolina, AIAA 2007- 6754, 2007.
- [15] Busse F D, How J P. Real-time Experimental Demonstration of Precise Decentralized Relative Navigation for Formation Flying Spacecraft[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Monterey, CA, AIAA- 2002- 5003, 2002.