

## 星光导航成像的气动光学效应影响研究

孔雪<sup>1,2</sup>, 宁国栋<sup>3</sup>, 杨明<sup>1</sup>, 彭志勇<sup>4</sup>, 赵欣<sup>3</sup>, 王松艳<sup>1</sup>, 徐骋<sup>2</sup>, 刘垒<sup>5</sup>

- (1. 哈尔滨工业大学 航天学院 控制与仿真中心, 黑龙江 哈尔滨 150001;
2. 复杂系统控制与智能协同技术重点实验室, 北京 100074;
3. 北京机电工程研究所, 北京 100074; 4. 天津津航技术物理研究所, 天津 300308;
5. 北京自动化控制设备研究所, 北京 100074)

**摘要:** 给出了针对吸气式高超声速飞行器(ABHV)的飞推一体化参考轨迹, 分析了其对星光导航成像影响。基于吸气式高超声速飞行器强耦合特性, 结合星光成像导航技术特点, 以飞推耦合度最小为优化指标, 考虑 ABHV 的攻角、燃油当量比、攻角变化率和隔离段激波串位置等多约束特性, 采用一种多约束最优化方法, 得到了适合星光导航应用的参考轨迹, 并分析了该轨迹下星光成像性能退化情况, 进一步挖掘了发动机稳定工作和飞行器高精度打击等具有核心竞争力的总体性能指标的潜力。以某型 ABHV 为例, 在精确的仿真模型基础上, 进行了仿真分析, 仿真结果表明, 该方法有效、可靠。

**关键词:** 星光导航; 吸气式高超声速飞行器; 飞推一体化; 参考轨迹

**中图分类号:** V249.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201847.1031001

## Study on aero optical effect of star navigation imaging

Kong Xue<sup>1,2</sup>, Ning Guodong<sup>3</sup>, Yang Ming<sup>1</sup>, Peng Zhiyong<sup>4</sup>, Zhao Xin<sup>3</sup>, Wang Songyan<sup>1</sup>,  
Xu Cheng<sup>2</sup>, Liu Lei<sup>5</sup>

- (1. Control and Simulation Center, School of Aeronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
2. Science and Technology on Complex System Control and Intelligent Agent Cooperation Laboratory, Beijing 100074, China;
3. Beijing Institute of Mechanical and Electrical Engineering, Beijing 100074, China;
4. Tianjin Jinhang Institute of Technical Physics, Tianjin 300308, China;
5. Beijing Automation Control Equipment Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract:** An integrated aircraft/scramjet reference trajectory design method for ABHV was proposed. The influence on starlight navigation was analyzed. First, based on the characteristics of intricate coupling for hypersonic airbreathing vehicle and combined with the characters of starlight navigation system, minimizing the coupling degree between aircraft and scramjet was referred to as the optimization index. Second, considering multiple constraints of angle of attack, fuel equivalent ratio, angle of attack rate,

收稿日期: 2018-05-05; 修订日期: 2018-06-03

基金项目: 国家自然科学基金(61627810; 61790562; 61403096)

作者简介: 孔雪(1983-), 女, 高级工程师, 博士生, 主要从事飞行器飞推一体化、非线性控制方面的研究。Email: kongxuehit@163.com

导师简介: 杨明(1963-), 男, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事飞行器制导与控制, 复杂系统建模与仿真方面的研究。

Email: myang@hit.edu.cn

宁国栋(1981-), 男, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事飞行器多学科优化, 飞行器总体设计方面的研究。

Email: orlandoning@126.com

shock train axial relative length, a smooth solution for multiple constrained optimal problems was adopted. Then, a reference trajectory which is good for starlight system was designed, and the degradation of navigation performance under this trajectory was analyzed. The trajectory design method can further tap the potential of the overall performance indicators with core competitiveness, such as scramjet stability and aircraft high-precision strike. Taking an ABHV as example, the simulation analysis was carried out on the basis of accurate simulation model. The simulation results show that the method is effective and reliable.

**Key words:** starlight navigation; airbreathing vehicle; integrated aircraft/scramjet; reference trajectory

## 0 引言

星光导航系统属于环境敏感导航系统,利用对星体的观测,根据星体在天空中固有的运动规律来确定飞行载体在空间的运动参数。星光导航系统具有自主性强、隐蔽性好、精度高、无姿态累积误差等优点,通过与惯性导航系统组合,在以下几个方面具有得天独厚的优势:(1)远程、长航时飞行。(2)机动发射,尤其是水下发射。(3)跨海飞行。但基于其光学成像机理,对于载体的角运动特别敏感,当积分时间内星敏感器光轴指向和星目标的夹角发生改变,即载体进行了角运动时,星像在靶面上从汇聚在一点的弥散圆变为轨迹,此时用质心法提取星像坐标时,所求得的将是此轨迹的灰度中心(或质心)坐标。成像轨迹的质心位置与积分时间中间时刻星像的质心位置存在偏差,如用于姿态信息的计算将导致星敏感器精度降低。因此为确保星光导航精度,飞行器满足姿态及姿态变化率的严约束要求是一种有效的解决途径<sup>[1-2]</sup>。

吸气式高超声速飞行器采用星光导航系统可提高飞行器打击精度,提升核心竞争力。吸气式高超声速飞行器(ABHV)以超燃冲压发动机为动力,典型特征为飞行器本体和发动机强耦合,一方面体现为飞行器对发动机的耦合,一方面体现为发动机对飞行器的耦合。

在飞行器对发动机的耦合方面:(1)在稳态特性影响方面:①由于飞行器前体对气流进行预压缩后进入进气道,飞行攻角、侧滑度的变化会显著影响发动机进行道流量特性与流场品质。流量特性直接与发动机推力相关,流场品质影响发动机燃烧效率和燃烧稳定性。②在燃油流量不变时,发动机燃烧室内燃油当量比随姿态的改变而显著变化,严重情况下进气道处于不起动或喘振状态,发动机熄火。③

在大攻角、侧滑角姿态下,飞行器外部绕流变化对发动机后部的喷管的气流膨胀特性也会产生影响,间接影响发动机工作特性。(2)在动态特性影响方面:①攻角、侧滑角的快速变化可能引起发动机进气道气流脉动,引发发动机喘振,造成进气道溢流不启动。②飞行器姿态急剧变化时,发动机的燃油调节系统需要根据飞行姿态变化做出快速实时调节,通过合适供油来保证发动机稳定工作和提供足够的推力。

在发动机对飞行器的耦合方面:①发动机尾喷管用于膨胀,使得排出气流恰当膨胀或欠膨胀,膨胀时将产生附加力矩。②发动机工况变化时,喷管表面的压力分布也会发生相应变化,附加力矩大小与发动机工况相关。一般情况下,发动机燃油当量比越大,产生的附加力矩也越大。③附加力矩对飞行器姿态产生直接影响,附加力矩的影响不能忽略。超燃冲压发动机产生的附加力矩占飞行器本体矩的比例是体现超燃冲压发动机和飞行器耦合程度的一个指标,当超燃冲压发动机工作跨马赫数范围窄时,超燃冲压发动机通体优化如改变尾喷管形状可以保证该指标较小。但着眼于未来,超燃冲压发动机势必工作在更宽的马赫数范围,尾喷管选择全壁喷管的可行性大大降低,因此该指标不能控制在小值,飞行器姿态对发动机力矩敏感。

文中针对一种飞推一体化参考轨迹设计策略,分析了该条件下星光组合成像的影响。

## 1 基于分层多项式拟合的参考轨迹设计代理模型

由于飞行器与发动机的强耦合特性以及超燃冲压发动机的多约束特点,以超燃冲压发动机为动力的飞行器不仅需要对爬升加速机动与发动机稳定工作之间进行平衡综合,同时还需实现飞行器高度和

速度的协调控制。为了便于研究,这里建立参考轨迹设计代理模型,描述飞行器在飞行空域的爬升能力、加速能力、飞推耦合度等,该代理模型可以简明地表征飞行器的特性,可用于飞行剖面选取和参考轨迹设计,极大地简化了运算<sup>[3]</sup>。

参考轨迹设计代理模型包括爬升因子  $C_l$ 、加速因子  $C_a$ 、飞推耦合度因子  $C_c$ ,定义如公式(1)~(3)所示。

$$C_l = \overline{C}_l \frac{P \sin \alpha + Y}{m} \quad (1)$$

$$C_a = \overline{C}_a \frac{P \cos \alpha - X}{m} \quad (2)$$

$$C_c = \overline{C}_c \left| \frac{\delta_t^*}{\delta_a^*} \right| \quad (3)$$

式中:  $\overline{C}_l$ 、 $\overline{C}_a$ 、 $\overline{C}_c$  为归一化因子;  $P$  为超燃冲压发动机推力;  $X$  为沿速度轴向的空气阻力;  $Y$  为沿垂直速度轴向的空气升力;  $\alpha$  为攻角;  $m$  为飞行器质量;  $\delta_t^*$  为超燃冲压发动机附加力矩配平升降舵偏角;  $\delta_a^*$  为飞行器配平升降舵偏角。

图 1~3 给出了 3 个因子的示意图,经分析可知:

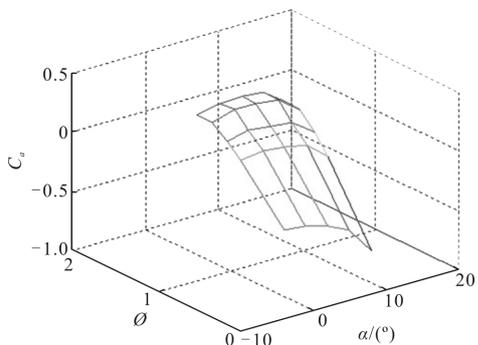


图 1 加速因子示意图

Fig.1 Sketch map of acceleration factor

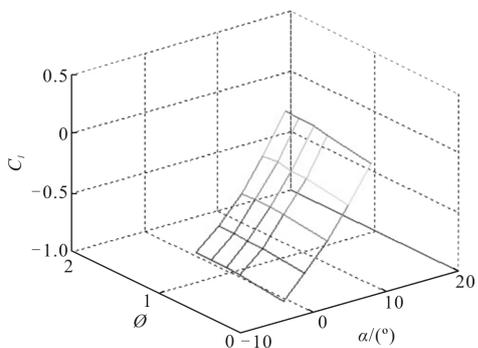


图 2 爬升因子示意图

Fig.2 Sketch map of climbing factor

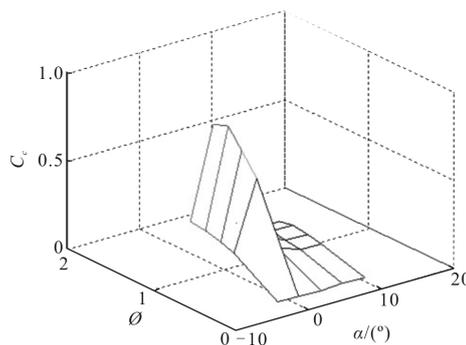


图 3 飞推耦合度因子示意图

Fig.3 Sketch map of coupling factor for aircraft and scramjet

(1) 加速因子随燃油当量比及攻角非单调变化,存在拐点。加速因子随马赫数增大高度增高,加速机动能力明显下降,从发动机经济性角度可知低空易加速。

(2) 爬升因子随燃油当量比非单调变化,随攻角线性变化。在小攻角时随马赫数、高度变化较小,大攻角时,低马赫数、低高度爬升因子大。

(3) 飞推耦合度因子非线性特征显著,随着燃油当量比增加飞推耦合度增大。发动机附加力矩的量级不可忽略,且大小随飞行器和发动机的工况变化,飞行器进行参考轨迹跟踪时,当飞行器状态偏离参考轨迹时,发动机的附加力矩变化,直接影响飞行器的姿态,飞行器姿态的变化立即引起发动机推力和附加力矩的变化,继而进一步影响飞行器姿态,如此反复循环,影响参考轨迹的跟踪精度,极易突破飞行器的多约束条件,甚至发动机进入不安全工作模式。因此,参考轨迹设计时需考虑飞推强耦合特性,提高参考轨迹的鲁棒性。

## 2 多约束参考轨迹分析

以爬升加速飞行任务为例,飞行任务参数和优化参数详见表 1、2。通过算例对比论证考虑攻角变化率和隔离度激波串位置约束的必要性<sup>[4-5]</sup>。

表 1 飞行任务参数描述

Tab.1 Description of flight task parameters

Task number	$Ma_0$	$H_0/\text{km}$	$\theta_0/(\text{°})$	$Ma_{t_f}$	$H_{t_f}/\text{km}$
D1	5.0	22.8	2	5.16	28.2

表 2 优化参数描述

Tab.2 Description of optimization parameters

Task number	Optimization parameters
D1 <sub>1</sub>	Minimum of coupling between aircraft and scramjet is the optimization index. Constrains include Mach
D1 <sub>2</sub>	Increase constraint about angle of attack rate
D1 <sub>3</sub>	Increase two constraints, including angle of attack rate and the shock train axial relative length

仿真曲线见图 4~8,从图中可以得出如下结论:

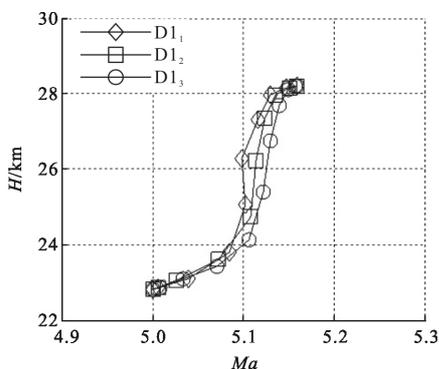


图 4 马赫数高度曲线

Fig.4 Curve of height varies with Mach number

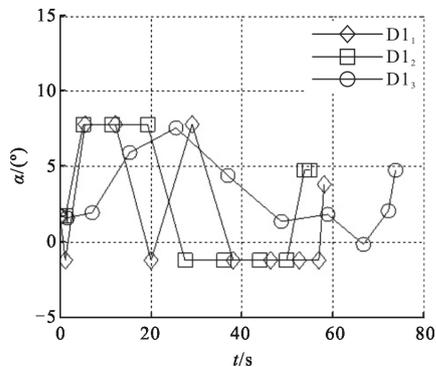


图 5 攻角随时间变化曲线

Fig.5 Curve of angle of attack varies with time

(1) 对于爬升加速任务(D1),可快速得到参考弹道。在多约束的综合作用下飞行可行域不规则且狭小,参考轨迹已达攻角、燃油当量比等可行域边界。

(2) 当不考虑攻角变化率约束时,攻角变化率较大,已超 8(°)/s,对发动机的安全工作和星光导航系统的精度影响较大。当考虑攻角变化率约束后,攻角变化率已控制在 2(°)/s 以内,并且通过合理规划,基本不影响弹道形态。

(3) 当不考虑隔离段激波串位置约束时,隔离段激波串位置已超过 70%,进气道已不起动或处于喘振状态,发动机无法稳定工作。当跟踪该类型弹道时,飞行器和发动机极易频繁在保护模式和飞行模式间切换,飞行器姿态快速变化,影响星光导航系统精度。

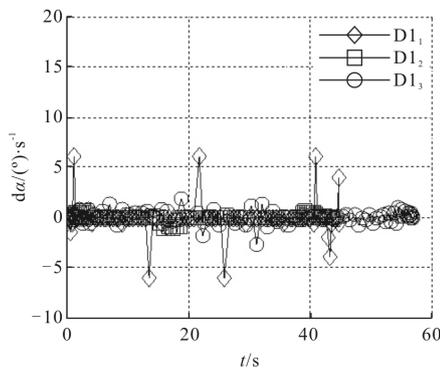


图 6 攻角变化率随时间变化曲线

Fig.6 Curve of angle of attack rate varies with time

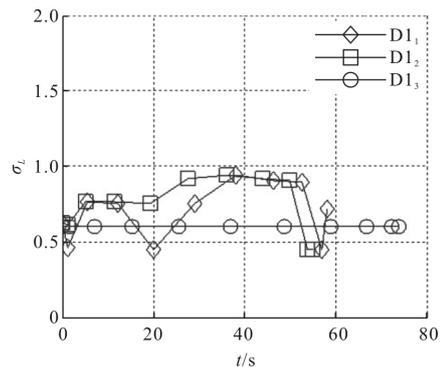


图 7 隔离段激波串位置随时间变化曲线

Fig.7 Curve of ratio of shock train axial relative length varies with time

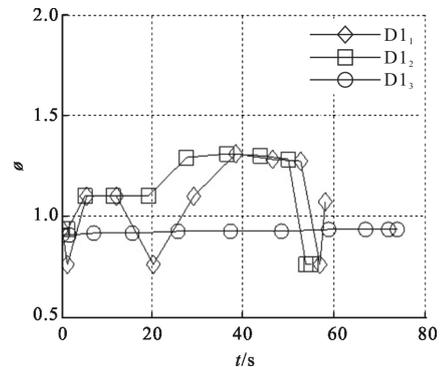


图 8 燃油当量比随时间变化曲线

Fig.8 Curve of fuel equivalent ratio varies with time

### 3 轨迹设计因素与星光成像关系分析

采用星敏感器修正惯导误差,星敏感器的伺服

平台需进行机动成像<sup>[6-8]</sup>,受限于伺服平台隔离度水平,此时参考轨迹易减小姿态变化率。参考轨迹设计时通过攻角变化率约束实施。

高速飞行带来的气动效应在弹体表面产生复杂流场并带来气动加热,所导致的传输效应、辐射效应、热效应,都会干扰星敏感器成像性能与精度,因此需要解决星敏感器的气动光学环境适应性问题<sup>[9-11]</sup>。随着飞行速度的增加,飞行高度的降低,气动效应加剧。在星光导航预工作阶段,参考轨迹通过规划马赫数高度,使高度爬升至高点,一定程度缓解气动效应。参考轨迹设计时通过马赫数高度约束实施。大角速度和角振动条件下,星敏感器采集的星点会出现拖尾现象。以某吸气式高超声速飞行器仿真数据为例,俯仰角速率为  $3(^{\circ})/s$  时,星敏感器会造成非常严重的拖尾(近 12 个像素,  $3 \times 30 \times 10^{-3} \times 1024/8 \approx 12$ ),普通星敏感器此时基本不可用。经分析基于现有技术水平,按不大于  $3(^{\circ})/s$  的角运动条件,星敏感器可正常工作。参考轨迹设计时通过攻角变化率约束实施。

#### 4 参考轨迹条件下星光成像性能预估

通过文中的参考轨迹设计,在发动机安全工作的前提下,飞行器完成有动力飞行。根据参考轨迹状态,预估星光成像性能如下:

攻角变化率可由  $8(^{\circ})/s$  控制在  $2(^{\circ})/s$  以内,针对某星敏感装置成像参数,结合多幅信号增强策略,将成像积分时长缩短到原先的  $3/4$ ,有效将图像模糊控制在 6 个像素以内。

满足马赫数 5.1 时高度大于 24 km 的条件,经气动计算,合适地选择星敏感装置的布局位置,能有效避免气动光学效应对星点成像的影响。

姿态变化率可由  $8(^{\circ})/s$  控制在  $2(^{\circ})/s$  内,对星敏感器的伺服平台进行机动成像,也带来积极影响,能有效减小随动系统体积或增大随动范围,降低高精度指向要求下的随动控制系统设计难度。

#### 5 结论

星光导航系统具有自主性强、隐蔽性好、精度高、无姿态累积误差等优点。吸气式高超声速飞行器星光导航系统具有高动态特点,对于载体的角运动特别敏感,在成像时间(积分时间)一定的前提下,角

运动直接影响恒星成像质量与星点提取精度,进而影响星图识别匹配概率与姿态测量精度。结合 ABHV 强耦合特性,提出了一种飞推一体化参考轨迹设计方法。通过该方法可获取飞推耦合度最低,满足攻角、攻角变化率、超燃冲压发动机隔离段激波串相对位置等约束的参考轨迹,为星光导航系统创造良好的工作条件,攻角变化率可由  $8(^{\circ})/s$  控制在  $2(^{\circ})/s$  以内,针对某星敏感装置成像参数,结合多幅信号增强策略,将成像积分时长缩短到原先的  $3/4$ ,有效将图像模糊控制在 6 个像素以内。进一步挖掘了发动机稳定工作和飞行器高精度打击等具有核心竞争力的总体性能指标的潜力。仿真结果表明,该方法有效、可靠。

#### 参考文献:

- [1] Tan Hanqing, Liu Lei. Overview of inertial star integrated navigation technology[J]. *Winged Missiles Journal*, 2008(5): 44-51. (in Chinese)  
谭汉清,刘垒. 惯性/星光组合导航技术综述[J]. 飞航导弹, 2008(5): 44-51.
- [2] James Dan Michaels. Speed new ball aerospace star tracker achieves high tracking accuracy for a moving star field[C]// SPIE, 2004, 5430: 43-52.
- [3] Tang Shuo, Zhu Qiangjun. Research progresses on flight dynamics modeling of airbreathing hypersonic flight vehicles [J]. *Advances in Mechanics*, 2011, 41 (2): 187-200. (in Chinese)  
唐硕,祝强军. 吸气式高超声速飞行器动力学建模研究进展[J]. 力学进展, 2011, 41(2): 187-200.
- [4] She Zhiyong. Onboard ascent trajectory optimization and closed-loop guidance for hypersonic flight vehicles [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)  
余智勇. 高超声速飞行器上升段在线轨迹优化与闭环制导研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- [5] Ning Guodong. Research on preliminary multidisciplinary design and integration issues for air-breathing hypersonic vehicle [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)  
宁国栋. 吸气式高超声速飞行器总体多学科一体化设计及集成研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.
- [6] Cao Yang, Li Baoquan, Li Haitao, et al. Pixel displacement effects on centroid position accuracy [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(12): 1217007. (in Chinese)

- 曹阳, 李保权, 李海涛, 等. 像素位置偏差对质心定位精度的影响[J]. 红外与激光工程, 2016, 45(12): 1217007.
- [7] Tan Di, Zhang Xin, Wu Yanxiong, et al. Analysis of effect of optical aberration on star centroid location error [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46 (2): 0217004. (in Chinese)
- 谭迪, 张新, 伍雁雄, 等. 光学像差对星点质心定位误差的影响分析[J]. 红外与激光工程, 2017, 46(2): 0217004.
- [8] Ren Binwen, Jin Guang, Wang Tiancong, et al. Parameter design and test of airborne all-day star sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42 (4): 1003–1010. (in Chinese)
- 任秉文, 金光, 王天聪, 等. 机载全天时星传感器参数设计及实验[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(4): 1003–1010.
- [9] Yang Bo, Liu Wendong, Li Minjun. Application of blind deconvolution algorithm in hypersonic flow field Star map restoration[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(8): 2231–2237. (in Chinese)
- 杨博, 刘文东, 李旻珺. 盲目反卷积算法在高超声速流场星图复原中的应用 [J]. 红外与激光工程, 2013, 42 (8): 2231–2237.
- [10] Liao Yufu, Zhong Jianyong, Chen Dong. Estimation of degradation parameters of smearing star image based on motion trajectory of star's centroid [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(9): 3162–3167. (in Chinese)
- 廖育富, 钟建勇, 陈栋. 基于星点质心运动轨迹模糊星图退化参数估计 [J]. 红外与激光工程, 2014, 43 (9): 3162–3167.
- [11] Mao Xiaonan, Zhou Qi, Ma Yingchao, et al. Star tracker accuracy analysis of PuJiang Satellite-1 in orbit[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(5): 0517002. (in Chinese)
- 毛晓楠, 周琦, 马英超, 等. 浦江一号卫星星传感器在轨测量精度分析[J]. 红外与激光工程, 2017, 46(5): 0517002.
- [12] Heiser William H, Pratt David T. Hypersonic Airbreathing Propulsion [M]. Translated by Yu Gang. 2013: 127–139, 183–187. (in Chinese)
- Heiser William H, Pratt David T. 高超声速吸气式推进 [M]. 俞刚, 译. 2013: 127–139, 183–187.