

基于拟平衡滑翔的再入轨迹快速规划方法

张共济, 孙春贞

(南京航空航天大学, 南京 211100)

摘要:针对高超声速飞行器多约束条件下的再入轨迹规划问题,提出了一种基于拟平衡滑翔条件的三维再入轨迹快速规划方法;该方法充分利用滑翔式高超声速飞行器的再入飞行过程中的拟平衡滑翔条件,将过程约束转化为对倾侧角的约束;纵向轨迹规划采用直接规划倾侧角的方法,在倾侧角约束空间中利用内插的方法得到倾侧角剖面;侧向规划采用横程约束走廊确定倾侧角的反转时刻;最后,对该轨迹规划方法进行了算例分析,结果表明:该轨迹规划方法能够在满足各种过程约束和终端约束的情况下快速完成再入轨迹规划。

关键词:高超声速飞行器;快速轨迹规划;拟平衡滑翔

本文引用格式:张共济,孙春贞.基于拟平衡滑翔的再入轨迹快速规划方法[J].兵器装备工程学报,2016(1):125-127.

Citation format:ZHANG Gong-ji,SUN Chun-zhen. Rapid Generation of Entry Trajectories Based on Quasi Equilibrium Glide Condition[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering,2016(1):125-127.

中图分类号:V412.4

文献标识码:A

文章编号:1006-0707(2016)01-0125-04

Rapid Generation of Entry Trajectories Based on Quasi Equilibrium Glide Condition

ZHANG Gong-ji, SUN Chun-zhen

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211100, China)

Abstract: To solve the problem of reentry trajectories planning, a three dimensional reentry trajectory planning method was proposed. The method took utilization gliding reentry hypersonic aircraft during flight glide quasi equilibrium conditions and processed constraints into constraints on the tilt angle. The longitudinal trajectory took the method of planning bank angle directly. The lateral planning with cross range corridor was used to determine bank angle symbol. Finally, trajectory planning method was analyzed. Numerical examples show that the trajectory planning method can complete the trajectory planning in the case of various process constraints and terminal constraints quickly.

Key words: hypersonic aircraft; rapid trajectory planning; quasi equilibrium glide

近年来,滑翔式高超声速飞行器因其航程远,速度快,突防能力强的特点,引起了各军事大国的兴趣。高超声速滑翔飞行器采用升力式外形,依靠气动控制,可实现无动力滑翔飞行。但是滑翔式高超声速再入飞行器在再入过程中,飞行环境恶劣,动压、过载、热流极易超限,并且气动特性变化

剧烈,使得其动力学特性具有很强的不确定性。如何快速规划出满足过程约束和终端约束要求的再入轨迹是再入制导的关键。

国外对于高超声速飞行器再入轨迹规划的研究起步较早,对再入轨迹规划问题进行了很多研究。传统的轨迹规划

收稿日期:2015-08-27;修回日期:2015-09-15

基金项目:中央高校基本科研业务费专项资金资助(NS2015038);航空科学基金资助(20130752015);南京航空航天大学研究生创新基地开放基金资助(kfj201417)

作者简介:张共济(1991—),男,硕士,主要从事飞行器控制技术研究。

方法采用纵横向分开的策略,以纵向轨迹规划为主,采用规划阻力加速度剖面的方法,但是在规划纵向轨迹时采用大圆弧假设计算航程,在飞行器横程较大的情况下,航程规划误差较大,该方法受到限制。为了解决这个问题,各种改进的航天飞机轨迹设计方法成为研究热点。其中,Mease K D 等^[4]提出了一种基于降阶模型的快速轨迹规划算法。该算法虽然也是基于阻力加速度-速度剖面,但是它同时考虑了再入飞行任务对纵程和航程的需求,是航天飞机轨迹规划算法的推广。PingLu 等^[1]提出了一种在线的三维再入轨迹规划算法。利用平衡滑翔条件,将轨迹优化问题转化为纵向和侧向的一维参数优化问题,是一种非常优秀的三维轨迹规划算法。

本文提出的再入轨迹规划算法,是基于拟平衡滑翔条件,提出的一种离线的三维轨迹规划算法。通过预先设计迎角剖面,得到高度-速度再入走廊,利用拟平衡滑翔条件,将高度-速度约束转化为对倾侧角的约束。在倾侧角的约束走廊内,通过内插的方法得到倾侧角剖面,将纵向轨迹的规划问题转化为一维参数的优化问题,大大简化了再入轨迹的规划过程,提高轨迹规划的速度。

1 再入问题描述

1.1 再入动力学

为简化运动学方程,忽略地球自转,飞行器三自由度运动方程如下:

$$\dot{V} = -D_a - g \sin \gamma \quad (1)$$

$$V \dot{\gamma} = \left(\frac{V^2}{R+h} - g \right) \cos \gamma + L_a \cos \sigma \quad (2)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (3)$$

$$\dot{\psi} = \frac{L \sin \sigma}{m V \cos \gamma} + \frac{V^2 \cos \gamma \sin \psi}{r} \tan \varphi \quad (4)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r} \quad (5)$$

$$\dot{\theta} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \varphi} \quad (6)$$

D_a 为阻力加速度; L_a 为升力加速度; σ 为倾侧角。

1.2 约束问题

约束问题是再入的关键问题,包括过程约束和末端约束。过程约束主要有动压、过载、热流和平衡滑翔约束,相应的公式如下:

$$\dot{Q} = K_Q \rho \left(\frac{V}{7900} \right)^{3.25} \leq \dot{Q}_{\max} \quad (7)$$

$$n_z = \sqrt{L^2 + D^2} / g \leq n_{z,\max} \quad (8)$$

$$q_{\text{bar}} = \rho V^2 / 2 \leq q_{\text{bar},\max} \quad (9)$$

$$(L \cos \sigma - g) / V + V / r = 0 \quad (10)$$

\dot{Q} 是热流变化率; \hat{Q}_{\max} 是给定的热流约束最大值; n_z 是法向过载; $n_{z,\max}$ 是给定的法向过载约束最大值; q_{bar} 是动压; $q_{\text{bar},\max}$ 是动压约束最大值; 末端约束要求飞行器末端的速度、高度、方位角、位置等状态均要在任务要求的范围之内。

1.3 倾侧角约束走廊

利用拟平衡滑翔条件,将高度-速度走廊转化为倾侧角-速度走廊,便于直接规划满足过程约束的倾侧角-速度剖面。

迎角剖面以速度分段函数的形式给出。迎角剖面确定之后,结合式(7)~式(10),可以将过程约束转化为对高度的约束,得到高度-速度空间描述的再入走廊。

结合式(10)所示的拟平衡滑翔条件,可以将高度边界转化为对应的倾侧角边界,得到倾侧角约束走廊。

$$\sigma_{\min} = \sigma(H_{\text{glid}}) \quad (11)$$

$$\sigma_{\max} = \min \{ \sigma(H_Q), \sigma(H_{n_z}), \sigma(H_{q_{\text{bar}}}) \} \quad (12)$$

2 轨迹规划方法

2.1 初始下降段

通常情况下飞行器的再入初始条件不满足拟平衡滑翔条件,为了使再入轨迹平滑切换到拟平衡滑翔状态,需要引出初始下降段。平滑切换的准则是在高度-速度剖面内,找到一个满足 QEGC 的点使再入轨迹的斜率 dh/dV 与 QEGC 的斜率 $(dh/dV)_{\text{QEGC}}$ 保持一致,切换的准则为:

$$\left| \frac{dh}{dV} - \left(\frac{dh}{dV} \right)_{\text{QEGC}} \right| < \varepsilon \quad (13)$$

其中, ε 是确定好的小量。初始下降段采用常值倾侧角的策略,采用常值倾侧角 σ_0 积分运动方程,实时对式(13)进行判断,当满足条件时自动结束初始下降段,而当飞行高度小于一定高度仍然不满足切换条件,则需要重新迭代计算 σ_0 。

2.2 滑翔段轨迹规划

滑翔段轨迹的规划分为纵向标称轨迹的规划和横向轨迹规划。本文采用的纵向轨迹规划方法是直接在倾侧角约束范围内直接规划倾侧角剖面。侧向弹道规划主要是根据飞行任务对横向机动能力和终端航向角的要求,确定倾侧角的符号。

2.2.1 纵向轨迹规划

纵向轨迹规划的关键是规划合适的倾侧角剖面,满足过程约束和航程要求的同时,保证倾侧角指令大小合理,使飞行器具有足够的横向机动能力。由式子(11)和式(12)可以得到倾侧角约束走廊。当飞行器沿着 σ_{\min} 飞行时,航程最远。当飞行器沿着 σ_{\max} 飞行时,航程最近。采用内插的方式获得的倾侧角剖面,既可以保证飞行器在走廊内安全飞行,又可以保证飞行器的航程覆盖能力。

倾侧角剖面的计算方法:

$$\sigma_{\text{ref}} = (1-k)\sigma_{\max} + k\sigma_{\min} \quad (14)$$

这样,纵向的轨迹规划问题就转化为对一维参数 k 的搜索问题。采用二分法,根据飞行任务的航程要求迭代搜索满足要求的参数 k 的大小。

2.2.2 侧向弹道规划

侧向轨迹规划的目的是确定倾侧角的符号,使得飞行轨迹满足终端位置和航向角约束。本文采用基于横程误差走廊的侧向轨迹规划方法。

参考文献:

- [1] 谢志勇,周其斗,纪刚. 双层柱壳的流固耦合计算与实验研究[J]. 海军工程大学学报,2009,21(2):97-101.
- [2] 王路才,周其斗,纪刚,等. 以舱段模型代替艇模型进行噪声估算的可行性探讨[J]. 中国舰船研究,2010,5(6):26-32.
- [3] 俞孟萨,史小军,陈克勤. 采用有限元和边界元方法分析弹性加肋圆柱壳的声学相似性[J]. 中国造船,1999,3(2):65-71.
- [4] 黄振卫,周其斗,纪刚,等. 舱壁打孔的加肋圆柱壳振动性能分析[J]. 中国舰船研究,2012,7(1):41-46.
- [5] 俞孟萨,吴永兴,吕世金. 加肋圆柱壳振动相似性试验研究[J]. 中国造船,2002,43(2):50-57.
- [6] 张盛,金翔,周桦,等. 加肋圆柱壳制造误差对声学性能的影响研究[J]. 中国舰船研究,2011,6(4):43-50.
- [7] 黄振卫,周其斗,纪刚,等. 焊接缺陷对加肋圆柱壳水下辐射噪声的影响[J]. 中国舰船研究,2011,6(6):58-65.
- [8] 廖长江,蒋伟康,王云,等. 水中有限长纵向加肋圆柱壳振动与声辐射[J]. 上海交通大学学报,2009,43(2):325

-329,324.

- [9] 王路才,周其斗,纪刚. 纵桁对加肋圆柱壳体水下振动与声辐射的影响[J]. 海军工程大学学报,2012,24(2):87-92.
- [10] 石焕文,盛美萍,孙进才等. 加肋平底圆柱壳振动与声辐射的 FEM/BEM 研究[J]. 振动与冲击,2006,25(2):88-92 116 187.
- [11] ZHOU Q,ZHANG W,JOSEPH P F. A new method for determining acoustic added mass and damping coefficients of fluid-structure interaction [C]//The Eighth International Symposium on Practical Design of Ships and Other Floating Structures,Elsevier,Amsterdam,2001:185-1195.
- [12] ZHOU Q,JOSEPH P F. A numerical method for the calculation of dynamic response and acoustic radiation from an underwater structure[J]. Journal of Sound and Vibration,2005,283(3/5):853-873.
- [13] 纪刚,张纬康,周其斗. 静水压力作用的水下结构振动及声辐射[J]. 中国造船,2006,47(3):37-44.
- [14] 黄振卫,周其斗,纪刚,等. 肋骨偏移误差对结构振动与声辐射的影响[J]. 四川兵工学报,2014(10):138-142.

(责任编辑 杨继森)

(上接第 127 页)

参考文献:

- [1] SHEN Z,PING LU. On Board Generation of Three Dimensional Constrained Entry Trajectories[J]. Journal of Guidance,Control and Dynamics,2003,26(1):111-121.
- [2] PING LU,SHEN Z,DUKEMAN G A,et al. Entry Guidance by Trajectory Regulation[R]. AIAA-2000-3985,2000.
- [3] LU P,HANSON J. Entry guidance and trajectory control for reusable launch vehicle [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics,1997,20(1):143-149.
- [4] MEASE K D,TEUFEL P,SCHONENBERGER H,et al. Re-entry Trajectory Planning for a Reusable Launch vehicle [R]. AIAA-99-4160,1999.
- [5] ANDREW C. GRUBLER. New methodologies for onboard generation of Terminal Area Energy Management trajectories for autonomous reusable launch vehicles[D]. MIT 2001:44-45.

- [6] MEASE K D,CHEN D T,TEUFEL P,et al. Reduced Order Entry Trajectory Planning for Acceleration Guidance[J]. Journal of Guidance,Control and Dynamics,2002,25(2):257-266.
- [7] 胡建学,陈克俊,赵汉元,余梦伦. RLV 再入标准轨道制导与轨道预测制导方法比较分析[J]. 国防科技大学学报,2007,29(1):26-29.
- [8] 郭涛. 滑翔再入飞行器轨迹优化与制导技术研究[D]. 北京:北京理工大学,2012.
- [9] 李强,夏群利,崔莹莹. 基于大气预估的 RLV 再入预测制导研究[J]. 北京理工大学学报,2013,33(1):84-88.
- [10] 汤一华,余梦伦,杨勇,等. 可重复使用运载器再入在线制导方法研究[J]. 导弹与航天运载技术,2010(2):1-4.
- [11] YU XIE,LUHUA LIU,JUN LIU,et al. Rapid Generation of entry Trajectories with Waypoint and No-fly zone Constraints[J]. Acta Astronautica,2012(77):167-181.

(责任编辑 杨继森)