

doi: 10.7690/bgzdh.2019.12.012

RBCC 飞行器上升段飞行走廊规划方法

陈婷婷, 孙春贞

(南京航空航天大学, 南京 211100)

摘要: 为解决火箭基组合动力飞行器上升段飞行过程中飞行走廊规划的问题, 提出一种基于马赫数-高度参考曲线的走廊规划方法。针对飞行器的飞行任务及飞行过程中的多约束问题, 建立基于二分法求解迎角实现走廊规划的算法流程, 选择马赫数-高度曲线作为走廊剖面, 依据二分法求解迎角最大值最小值的思路, 对马赫数和迎角二分求解, 并对规划方法进行了仿真分析。仿真结果表明, 该方法能够在满足各种约束的情况下求解出合理的走廊剖面。

关键词: 组合动力飞行器; 上升段; 飞行走廊规划; 二分法

中图分类号: TJ711.0 **文献标志码:** A

Flight Corridor Planning Method of RBCC Ascent

Chen Tingting, Sun Chunzhen

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

Abstract: To solve the problem of flight corridor planning of ascent for RBCC, a method of corridor planning based on the reference curve of Mach-height was proposed. Aiming at flight mission of the aircraft and multi-constraint problem during the flight, puts forward the corridor programming based on the reference curve of Mach-height, and establishes the algorithm flow of corridor programming based on dichotomy to solve the attack angle. Select Mach-height curve as the corridor profile, according to the idea of solving maximum and minimum of attack angle by dichotomy, solve the Mach and attack angle dichotomy. Carry out simulation analysis by planning method. The simulation results show that the method can solve the reasonable corridor section under various constraints.

Keywords: rocket based combined cycle; ascent; flight corridor planning; dichotomy

0 引言

火箭基组合动力(rocket based combined cycle, RBCC)飞行器由冲压发动机和火箭发动机组成。冲压发动机工作时, 飞行状态对其影响大, 使得冲压发动机对飞行状态的变化要求高, 工作条件相当苛刻, 需先规划飞行走廊, 保证其工作在该飞行走廊范围内; 因此, 上升段走廊规划问题是飞行器总体设计过程的重要环节, 为合理规划飞行轨迹、评价飞行器总体方案提供依据。

目前, 对 RBCC 上升段飞行走廊规划的研究较少, 但是对其他飞行器上升段轨迹设计的研究较多, 可以借鉴轨迹设计中的研究方法。文献[1]研究了亚轨道飞行器的上升段轨迹生成方法, 采用经典的有限差分法将两点边值问题转化为非线性方程组, 并使用改进牛顿法求解, 得到最优轨迹; 文献[2]给出了基于马赫数-动压参考曲线的 RBCC 飞行器爬升段轨迹设计方法, 虽然考虑了发动机性能与飞行状态之间的相互影响, 但未采用优化方法, 无法获得最优解; 文献[3]提出了一种基于二分法求解迎角并实现马赫数-动压曲线剖面的算法流程; 文献[4-6]

介绍了美国开展 RBCC 飞行器方案的研究, 主要是采用行业标准程序 POST(program to optimize simulated trajectories)和 OTIS(optimal trajectories by implicit simulation)进行飞行轨迹优化; 文献[7-9]中提出, POST 和 OTIS 方法已应用于多个 RBCC 飞行器的轨迹设计; 文献[10]在利用 POST 对飞行器等动压飞行轨迹分析时, 提出了 3 种不同的控制规律以求解迎角, 包括通用加速导引算法(GAS)、线性反馈控制法(LFC)、3 次多项式控制法(Cubic α), 主要不足是存在多个未知的控制参数。

现有飞行走廊规划方法无法解决上升段中冲压发动机与飞行状态相互影响的问题, 因此, 笔者对 RBCC 上升段纵向飞行走廊规划进行研究分析, 提出一种基于马赫数-高度曲线的飞行走廊规划的方法。

1 问题描述

1.1 质点运动学

假设为刚体模型, 飞行器的三自由度运动方程用微分描述为:

收稿日期: 2019-09-09; 修回日期: 2019-10-14

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(NS2015038)

作者简介: 陈婷婷(1993—), 女, 江苏人, 硕士, 从事飞行控制技术研究。E-mail:15720611033@163.com。

$$\left. \begin{aligned} \dot{x} &= f(t, x, u) \\ y &= g(x, u) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中, $x = [H, v, \gamma]$, $u = \alpha$ 。具体描述为:

$$\begin{aligned} \dot{H} &= v \sin \gamma, \\ \dot{v} &= \frac{P \cos \alpha - D}{m} - g \sin \gamma, \\ \dot{\gamma} &= \frac{P \sin \alpha + L - mg \cos \alpha}{mv} - \frac{v \cos \gamma}{r}. \end{aligned} \quad (2)$$

式中: v 为速度; γ 为轨迹角; \dot{H} 为高度变化率; P 为推力; α 为迎角; D 为阻力; m 为质量; g 为重力加速度; \dot{v} 为速度变化率; L 为升力; $\dot{\gamma}$ 为轨迹角变化率。

$$\begin{aligned} D &= \frac{1}{2} \rho v^2 s C_D, \\ L &= \frac{1}{2} \rho v^2 s C_L, \\ P &= f(t). \end{aligned} \quad (3)$$

其中: 阻力是密度 ρ 、速度 v 、机翼面积 s 、阻力系数 C_D 的函数; 升力是密度 ρ 、速度 v 、机翼面积 s 、升力系数 C_L 的函数; 推力是时间 t 的函数。

1.2 问题描述

RBCC 启动、关机时都需满足一定的速度、高度、迎角条件, 因此, 在规划飞行走廊时需考虑其约束条件。

从总体的角度考虑, 上升过程中, 需满足热流 Q 、过载 n_z 的约束条件:

$$\begin{aligned} Q_{\min} &\leq Q \leq Q_{\max}, \\ n_{z-\min} &\leq n_z \leq n_{z-\max}. \end{aligned} \quad (4)$$

从助推器的角度考虑, 需保证冲压发动机工作时间 t 在其最大工作时间 t_{\max} 之前:

$$t \leq t_{\max}. \quad (5)$$

从冲压发动机的工作条件考虑, 其对飞行状态的变化要求高, 所以当其工作时, 需满足 α 、 $\dot{\alpha}$ 的变化范围:

$$\begin{aligned} \alpha_{\min} &\leq \alpha \leq \alpha_{\max}, \\ \dot{\alpha}_{\min} &\leq \dot{\alpha} \leq \dot{\alpha}_{\max}. \end{aligned} \quad (6)$$

从飞行器在上升段的飞行任务考虑, 需满足窗口条件, 该条件为马赫数 Ma 、高度 H 、迎角 α 的条件, 如下式所示:

$$\alpha_{\text{wid-min}} \leq \alpha \leq \alpha_{\text{wid-max}},$$

$$\begin{aligned} Ma_{\min} &\leq Ma \leq Ma_{\max}, \\ H &= f(Ma), \\ H_{\min} &\leq H \leq H_{\max}. \end{aligned} \quad (7)$$

窗口条件如图 1 所示。

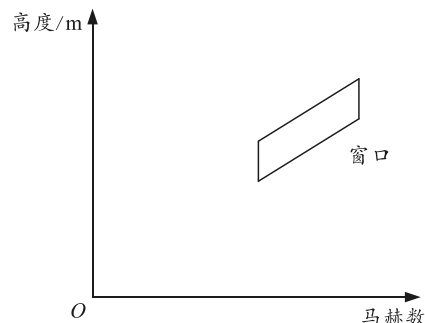


图 1 窗口示意图

因此, 将上述条件转化为飞行状态相关的曲线, 规划其飞行走廊。

2 飞行走廊数学描述

上升段飞行器的飞行任务是满足窗口条件, 而窗口条件为马赫数、高度、迎角的条件, 所以选择马赫数-高度曲线较直观; 并且其马赫数作为自变量, 它的值不断增加, 与以时间为自变量相比, 具有与发动机性能无关、普遍适用的优点。如图 2, 选择马赫数-高度曲线作为走廊剖面, 即满足窗口条件的上下边界所构成的范围^[11]。

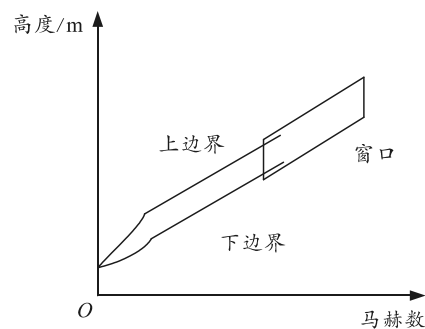


图 2 迎角剖面

结合三自由度运动方程式(2), 可得式(8)、式(9)方程:

$$\begin{aligned} mH &= (P \cos \alpha - D) \sin \gamma + \\ &(P \sin \alpha + L) \cos \alpha - mg + \frac{mv^2 \cos^2 \gamma}{r}; \end{aligned} \quad (8)$$

$$\frac{dH}{dv} = \frac{\frac{P}{D} \sin(\alpha + \gamma) - \sin \gamma + \frac{L}{D} \cos \gamma - \frac{mg}{D} + \frac{mv^2 \cos^2 \gamma}{Dr}}{\frac{P}{D} \cos \alpha - 1 - \frac{mg}{D} \sin \gamma}. \quad (9)$$

由式(8)、式(9)可知: 在最大升阻比迎角之前, 当迎角增大时, 升阻比增大, 阻力增大, 升力增大

得比阻力快，推力增大得比升力、阻力快很多，所以在当前 v 下 \dot{H} 增大，又因该阶段中 H 是增大的，所以 H 增大得快；在当前 \dot{H} 下 v 增大得慢。

由上述可知，在某速度下， α_{\min} 迎角的高度比 α_{\max} 小，因此， α_{\min} 的迎角所对应的马赫数-高度剖面是下边界值， α_{\max} 的迎角所对应的马赫数-高度剖面是上边界值。

3 飞行走廊规划方法

笔者基于二分法求解迎角最大值最小值的思路主要分为对马赫数二分和对迎角二分，先对马赫数二分求解，在能够满足窗口的情况下，再对迎角二分。其中，迎角二分的方法中分为进入窗口前迎角二分和窗口内迎角二分，但是在窗口内冲压发动机工作，其动力特性大于气动特性，使其迎角的变化对马赫数-高度剖面影响不大，所以只需对进入窗口前的迎角进行二分即可。

利用二分法求解其上下边界的算法流程如图 3。

对于求解上下边界的算法：在算法迭代过程中不能满足其中任一种约束，算法立刻终止。首先对于求解上边界，在 Ma_0 前迎角需先保持其最大值 α_{\max} ， Ma_0 保持其最小值 α_{\min} ， Ma_{wid} 后保持其窗口内最大值 α_{maxwid} ，对于求解下边界，在 Ma_0 前迎角需保持其最小值 α_{\min} ， Ma_0 保持其最大值 α_{\max} ， Ma_{wid} 后保持其窗口内最小值 α_{minwid} ；经过时间迭代后，若在 Ma_{wid} 时，马赫数-高度剖面不能满足窗口条件，则取 $\frac{Ma_{\max} + Ma_{\min}}{2}$ 作为新的 Ma_0 ，再次迭代时，若还是不能满足窗口条件，则重复上述操作，若有满足窗口条件的情况，则不对马赫数进行二分，对迎角进行二分；若在 Ma_{wid} 时，马赫数-高度剖面能满足窗口条件，并且在 Ma_{wid} 处，实际高度与窗口下边界高度之差小于 200 m，则该迎角所对应的马赫数-高度是其所需的上下边界走廊；若马赫数-高度剖面能满足窗口条件，但是在 Ma_4 处，实际高度与窗口下边界高度之差大于 200 m，取 $\frac{\text{当前迎角值} + \alpha}{2}$ 作为下一次迭代循环的值。其中：对于求解上边界， α 为最大值；对于求解下边界， α 为最小值，直至找出合适的迎角值。

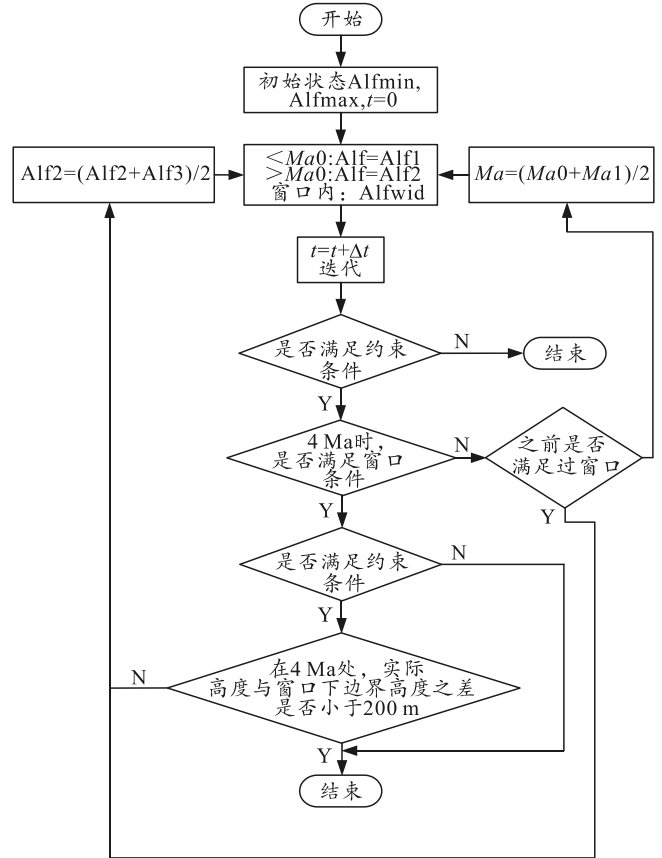


图 3 下边界算法流程

4 实例分析

4.1 算法参数

假设窗口条件、热流、法向过载、是否达到分离关机条件，窗口前迎角范围、窗口内迎角范围分别如式(10)一式(15)：

$$\left. \begin{aligned} Ma = 4, H = 16 - 18 \text{ km}, \alpha = -2 - 2^\circ \\ Ma = 5, H = 19 - 22 \text{ km}, \alpha = -2 - 2^\circ \\ Ma = 6, H = 24 - 26 \text{ km}, \alpha = -2 - 2^\circ \end{aligned} \right\}; \quad (10)$$

$$0 \leq Q \leq 4\ 000; \quad (11)$$

$$-3 \leq n_2 \leq 3; \quad (12)$$

$$t \leq 63 \text{ s}; \quad (13)$$

$$-6^\circ \leq \alpha \leq 0^\circ; \quad (14)$$

$$-2^\circ \leq \alpha_{\text{wid}} \leq 0^\circ. \quad (15)$$

4.2 仿真结果

按照上述给出的参数，规划出的迎角剖面如图 4 所示，所对应的马赫数-高度如图 5 所示，法向过载曲线如图 6 所示。

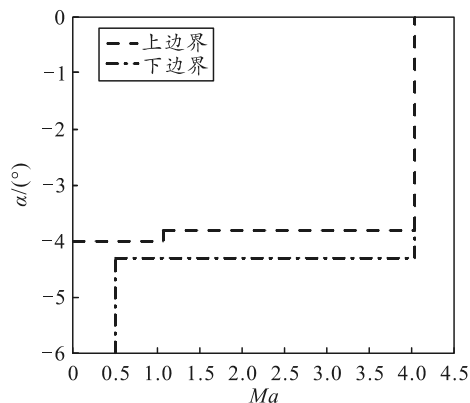


图 4 迎角剖面

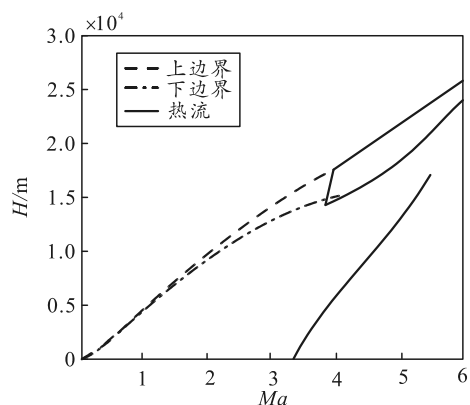


图 5 马赫数-高度曲线

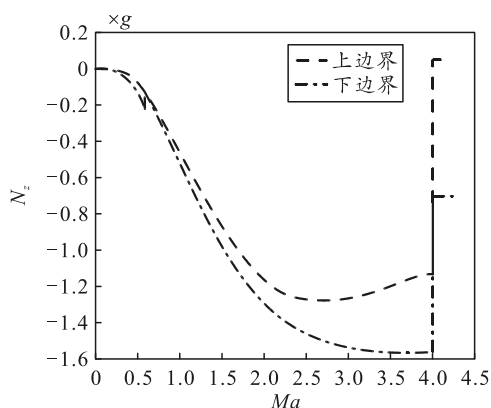


图 6 法向过载曲线

由图 4 可知, 满足式(14)、式(15)的约束条件; 由图 5 可知, 满足式(10)、式(11)的约束条件; 由图 6 可知, 满足式(12)、式(13)的约束条件。

5 结束语

笔者建立一种基于二分法求解迎角最大值、最小值的算法流程, 利用飞行器的飞行任务及飞行过程中的多约束问题, 得出了马赫数-高度剖面走廊。算法主要分为求解满足约束条件的上边界、下边界 2 部分。结果表明: 该方法能够在满足各种约束的情况下求解出合理的走廊剖面, 解决了上升段中冲压发动机与飞行状态相互影响的问题。

参考文献:

- [1] 闫海江, 唐硕, 泮斌峰. 亚轨道飞行器上升段轨迹快速生成方法研究[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(10): 2266-2270.
- [2] 吕翔, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 推进系统总体设计要求评估方法研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(5): 1583-1588.
- [3] 吕翔, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 飞行器爬升段轨迹设计方法[J]. 航空学报, 2010, 31(7): 1331-1337.
- [4] DOUG N. Qualitative and quantitative assessment of optimal trajectories by implicit simulation (OTIS) and program to optimize simulated trajectories (POST) [R]. Georgia: Georgia Institute of Technology, 2001.
- [5] BRAUER G L, CORNICK D E, STEVENSON R. Capabilities and applications of the program to optimize simulated trajectories[R]. NASA CR-2770, 1977.
- [6] HARGRAVES C R, PARIS S W, VLASES W G. OTIS past, present, and future[R]. AIAA-1992-4530, 1992.
- [7] OLDS J R, BUDIANTO I A. Constant dynamic pressure trajectory simulation with POST[R]. AIAA-1998-302, 1998.
- [8] BRADFORD J, OLDS J, BECHTEL R, et al. Exploration of the design space for the ABLV-GT SSTO reusable launch vehicle[R]. AIAA-2000-5136, 2000.
- [9] OLDS J R. A conceptual design for a single-stage-to-orbit space station service vehicle[R]. IAF-ST-87-07, 1987.
- [10] OLDS J R, BUDIANTO I A. Constant dynamic pressure trajectory simulation with POST[R]. AIAA-1998-302, 1998.
- [11] 梁巨平, 周韬, 周浩. 再入飞行器平稳滑翔可达区域计算分析[J]. 兵器装备工程学报, 2018, 39(5): 112-116.