

某组合动力验证机上升段轨迹设计技术研究

叶子青,牧童,王浩鑫

(南京航空航天大学 自动化学院,江苏 南京 211106)

摘要:为解决组合动力验证机上升段轨迹设计技术问题,采用分段式轨迹设计方法。以任务窗口条件为初始状态,根据不同的高度-迎角剖面逆向求解无动力段起点的状态,得到无动力段轨迹簇,以验证机起飞点为初始状态;根据不同的时间-迎角剖面正向解算有动力段末点状态,得到有动力段轨迹簇;通过对比有无动力两段的轨迹簇,择优选取其中各状态量交接最好的两段轨迹合成得到上升段标称轨迹,并通过仿真验证了上升段轨迹的鲁棒性。

关键词:组合动力验证机;上升段;轨迹设计

中图分类号:V412.4 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2023)03-0123-05

Study on Trajectory Design Technology of Ascent Phase of a Combined Power Vehicle

YE Ziqing, MU Tong, WANG Haoxin

(College of Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: A segmented trajectory design method is adopted to solve the problem of trajectory design in the ascending section of the combined power vehicle. Taking the task window as the initial state, the initial state of the unpowered section is reversely solved on the basis of different height-angle of attack sections, and the trajectory cluster is obtained. Taking the take-off point as the initial state of the powered section, the final state is calculated forward according to different time-angle of attack profiles, and the trajectory cluster was obtained. By comparing the trajectory clusters of the two sections, the best connection of each state quantity are selected to synthesize the nominal trajectory of the ascending segment, and the robustness of the ascending segment trajectory is verified by simulation.

Keywords: combined power aircraft; ascending section; trajectory design

0 引言

验证机是指用于验证某项新技术可行性、经济性与应用效果的飞机,是常用于在实际使用环境下验证预研探索型号中的关键技术^[1]。本文的研究对象为组合动力验证机,飞行任务是进入高度-马赫数任务窗口完成发动机验证实验。上升段是飞行器从起飞至进入窗口前的阶段,关系着飞行器能否进入任务窗口,从而直接影响到试验的成败。轨迹是飞行的基准,因此,本文将进行上升段轨迹设计方法的研究,从而设计出满足任务要求的标称轨迹。

目前,对组合动力验证机上升段轨迹设计的研究较少,因此可以对其他飞行器的轨迹设计方法进行借鉴。文献[2]采用基于飞行走廊的方法进行了RBCC组合动力验证机的上升段标称轨迹设计,并仿真验证了其鲁棒性;文献[3]通过研究基于动压剖面的质点运动关系,给出了亚轨道飞行器基于高度剖面的轨迹设计方法;文献[4]针对RBCC可重复使用运载器的上升段轨迹提出了基于高斯伪谱法的数值优化求解方法,将上升段轨迹分为3段进行设计,利用伪谱法对边界控制量进行求解,从而快速求解出合理的最优轨迹。

现有的轨迹设计方法无法高效率地实现验证机上升

段的轨迹设计,因此,本文提出一种分段式轨迹设计方法,在实现轨迹设计的同时提高效率。

1 飞行过程描述

对象飞行器的飞行过程如图1所示。飞行器首先以组合体形式从发射架上起飞,脱离发射架后进入有动力段,以助推器推力为动力进行爬升,待助推器燃料耗尽、被动关机后,飞行器依靠机体惯性进行无动力爬升,而后助推器分离,子级飞行器依靠惯性继续进行无动力爬升,直至进入任务窗口。

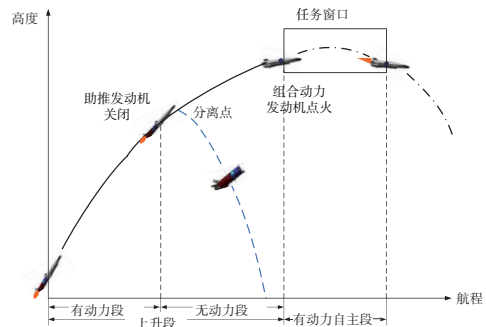


图1 对象飞行器飞行过程示意图

第一作者简介:叶子青(1996—),女,湖北潜江人,硕士研究生,研究方向为飞行控制技术。

本文的任务窗口为高度-马赫数窗口(高度 20~24 km, $Ma=3.0\sim 3.5$),窗口只有一个且位于最高点附近。飞行器进入窗口前会经历有动力段和无动力段共两段飞行过程,飞行器在这两段的特性差异明显,因此可以分段进行轨迹设计。

常规的分段设计常按时间先后顺序进行,即先设计有动力段,其次设计无动力段。但先设计有动力段轨迹时会出现有动力段轨迹终点设计目标不明确的问题,给设计工作带来困难。此外,有动力段的终点也就是无动力段的起点,若有动力段轨迹设计得不合理,会进一步影响无动力段轨迹设计结果,进而导致设计工作的全盘反复,使得工作效率低下。

因此,本文提出先设计无动力段轨迹后设计有动力段轨迹、无动力段轨迹逆向求解的设计思路。下面将分别介绍两段轨迹设计方法。

2 无动力段轨迹设计

2.1 无动力段质点动力学分析

飞行器在无动力段的质点受力如图 2 所示。其中, L 为升力, D 为阻力, G 为重力, γ 为航迹倾斜角, α 为迎角, ϑ 为机体俯仰角, x_a 为气流系 x 轴, x_b 为机体系 x 轴。

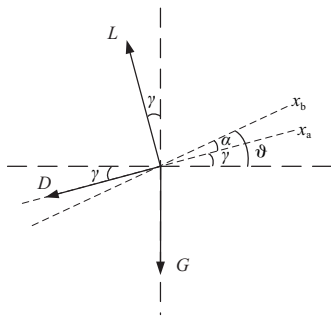


图2 无动力段受力分析示意图

结合图 2 的受力图可以给出飞行器在无动力段的质点运动学方程:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= -D - mg\sin\gamma \\ mV\dot{\gamma} &= L - mg\cos\gamma \end{aligned} \quad (1)$$

飞行器在无动力段的受力仅由气动力和重力组成,而气动力大小与迎角密切相关,无动力段迎角的大小就决定了飞行器的高度、速度变化。因此,无动力段对于高度、速度的跟踪也就是对于迎角的跟踪。

2.2 无动力段轨迹设计方案

无动力段的终点为任务窗口,是已知的,而起点是未知的,过程约束已知,且无须根据时间计算的量,因此可以根据终点状态倒推起点状态,从而在任务窗口条件改变或过程约束改变情况下依然能够快速生成标称轨迹。

具体实现方式为:将窗口处的高度、速度、动压、轨迹角作为初始状态,基于预设的高度-迎角轨迹,以 $dH=-100\text{m}$ 的迭代步长,逆向计算出各状态量的变化轨迹,从而确定出无动力段起点状态。

具体的轨迹参数解算流程如图 3 所示。

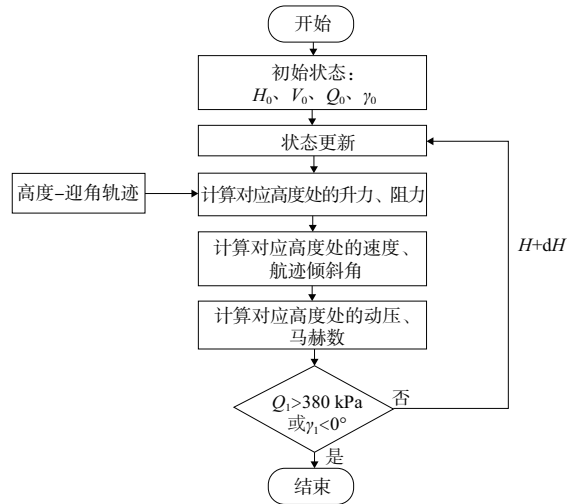


图3 无动力段轨迹参数解算流程图

轨迹参数解算流程主要分为 4 个要素。

a) 初始状态

初始状态的参数需根据窗口约束进行选择。

1) 高度为 21.5 km; 马赫数为 3.2; 动压为 29 kPa。

2) 轨迹角: 选取无动力段终点轨迹角为 $5^\circ\sim 11^\circ$ 范围。使飞行器在窗口内轨迹角逐渐减小,呈现出先爬升至最高点后下滑的趋势,从而在窗口内飞行时间长,利于完成飞行任务。轨迹角具体取值将在后续设计中确定。

b) 输入条件

输入条件为高度-迎角轨迹,无动力段的迎角约束为 $-4^\circ\sim 4^\circ$,因此迎角轨迹将在该区间内设计。

c) 解算流程

解算流程就是根据飞行器上一步的飞行状态 H_0, V_0, Q_0, γ_0 和输入条件高度-迎角轨迹解算下一步飞行状态 H_1, V_1, Q_1, γ_1 的过程。

首先,根据 H_0, V_0, Q_0, γ_0 和高度-迎角轨迹可计算升力加速度和阻力加速度。将式(1)转换为以高度为自变量的形式,如式(2)所示。而后,结合 γ_0 与高度迭代步长 $dH=-100\text{m}$,即可根据式(2)、式(3)计算 V_1, γ_1 的大小,继而得到 H_1, Q_1 。再将这些值作为新的飞行状态,依次循环可得到每个高度对应的各状态量大小,即无动力段各状态参数的轨迹。

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dH} &= \frac{-D/m - g\sin\gamma}{V\sin\gamma} \\ \frac{d\gamma}{dH} &= \frac{L/m - g\cos\gamma}{V^2\sin\gamma} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} V_1 &= V_0 + \dot{V}_0 / H_0 \cdot dH \\ \gamma_1 &= \gamma_0 + \dot{\gamma}_0 / H_0 \cdot dH \end{aligned} \quad (3)$$

d) 结束标志

轨迹参数解算的结束标志与约束条件紧密相关,当仿真中某一参数超出约束限制时即停止该条轨迹的解算,转而进行下一条轨迹参数的解算。

2.3 无动力段迎角剖面的确定

无动力段的标称轨迹设计是设计一条合适的高度-

迎角剖面,并通过轨迹参数解算方法计算出对应的高度-动压剖面及其余状态量的变化轨迹。高度-迎角轨迹设计示意图如图4所示。

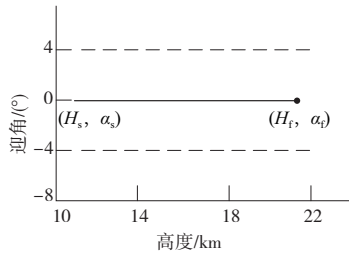


图4 无动力段高度-迎角剖面设计示意图

图4中, (H_f, α_f) 是无动力段终点的高度和迎角,即任务窗口的中间状态, H_f 取 21.5 km; (H_s, α_s) 是无动力段初始点的高度和迎角,但起点高度并不固定,可沿着该轨迹一直向下延伸。这意味着有动力段与无动力段的交接点高度不固定,具体需要根据有动力段的飞行轨迹确定,这里取 H_s 为 10 km。

无动力段轨迹设计中确定的参数有3个:高度、马赫数、动压 $(H_0, Ma_{c_{h0}}, Q_0) = (21.5 \text{ km}, 3.2, 29 \text{ kPa})$ 。可选择的参数有2个:终点轨迹角 $\gamma_0 = 5^\circ \sim 11^\circ$, 高度-迎角轨迹 $\alpha_0 = -4^\circ \sim 4^\circ$ 。无动力段轨迹设计的主要工作就是确定这2个参数的大小,下面将根据单变量工作的思路,依次设计这2个参数。

1) 迎角轨迹值的确定

首先,固定终点轨迹角大小为 5° , 取不同的迎角轨迹进行分析。绘制高度-迎角剖面从 $-4^\circ \sim 4^\circ$ 范围的飞行器仿真曲线,如图5所示。由图可见,正迎角轨迹的轨迹角随高度的减小逐渐减小,大迎角下很快衰减至 0° , 不符合实际飞行要求,不是真实可飞的轨迹。相反,负迎角轨迹的轨迹角是随着高度的减小逐渐递增的,是更真实可飞的轨迹。在可飞轨迹中, 0° 迎角轨迹处于飞行能力范围的中间偏下, 1° 迎角轨迹约处于能力范围中间,因此从轨迹能力中值来看二者皆可(本刊为黑白印刷,如有疑问请咨询作者)。

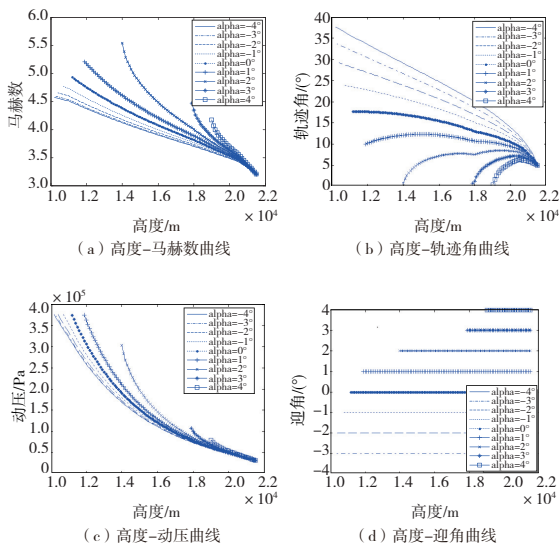


图5 无动力段不同迎角轨迹下的高度-马赫数、高度-轨迹角、高度-动压、高度-迎角曲线

但由于无动力段迎角范围较小,维持 0° 迎角飞行意味着飞行于迎角走廊的中间,在不确定性扰动下迎角向上、向下均留有对称的可调整空间,鲁棒性强,迎角不易超限。此外,由于无动力段的终点也是组合动力发动机的开机点,而发动机进气道要求迎角与迎角变化率越小越好,最好都为 0° 。

综合上述3点原因,选择 0° 迎角轨迹为无动力段的标称迎角轨迹,如式(4)所示。

$$\alpha_c = 0^\circ \quad H_s \leq H \leq H_f \quad (4)$$

2) 无动力段终点轨迹角的选择

无动力段终点轨迹角的可选择范围为 $5^\circ \sim 11^\circ$, 具体的轨迹角度数选择应根据有动力段的能力择优确定。在此绘制 $5^\circ \sim 11^\circ$ 终点轨迹角下跟踪 0° 迎角轨迹的仿真曲线,为后续轨迹角的选择提供依据,具体仿真曲线如图6所示。

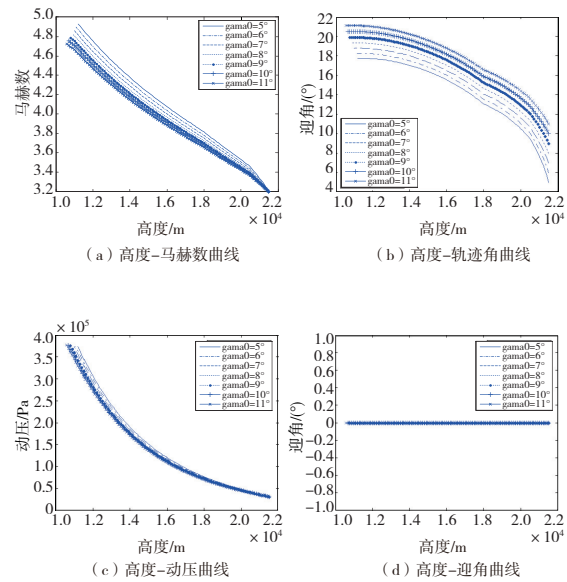


图6 不同终点轨迹角下的高度-马赫数、高度-轨迹角、高度-动压、高度-迎角曲线

由图6可以看出,随着轨迹角的增大,高度-马赫数曲线由上而下依次排列,同样高度下所需的起点马赫数越小;不同终端轨迹角的飞行器在相同迎角轨迹下,轨迹角曲线相平行,终点轨迹角越大则起点所需的轨迹角越大。

3 有动力段轨迹设计

3.1 有动力段轨迹设计方案

有动力段的起飞状态与过程约束已知,终点即无动力段的起点,因此,有动力段轨迹设计的目的就是设计合适的轨迹,使有动力段末点落在上文求得的无动力段标称轨迹线上。

有动力段的结束标志是助推器燃料耗尽被动关机,在燃料初温确定的情况下,燃料耗尽时间确定。因此,选取时间作为有动力段的结束标志。

轨迹设计的具体实现方式为:将飞行器起飞时的高度、速度、动压、俯仰角作为初始状态,沿不同的时间-迎角轨迹飞行,判断有动力段末点的高度、速度、俯仰角是否能与上文求得的无动力段标称轨迹相接,以此为标准多次仿真迭代,得出合适的有动力段标称轨迹,并选取无动力段的终点轨迹角,完成轨迹设计的全部工作。其中,初始状态 H_0 、 V_0 、 Q_0 、 γ_0 已知,分别取值为1 395.5 m、30.255 m/s、29 kPa、52.7°。根据预设的时间-迎角轨迹计算对应时间处的迎角,可知升力加速度和阻力加速度的值,进而可算得下一时刻的状态 V_1 、 γ_1 、 H_1 、 ϑ_1 ,再将这些值作为新的状态,依次循环可得每个时刻的状态量大小。

具体的轨迹参数解算过程如图 7 所示。

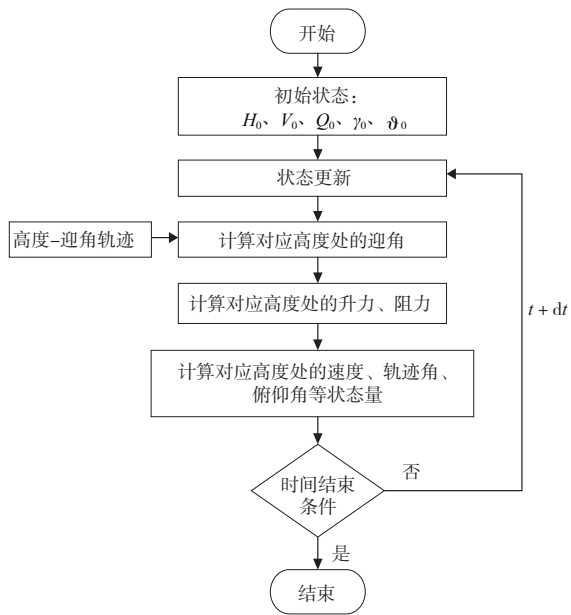


图 7 有动力段轨迹参数解算流程

3.2 有动力段迎角剖面的确定

有动力段的标称轨迹设计就是设计一条合适的时间-迎角轨迹,该段的迎角约束范围与时间-迎角轨迹设计示意图如图 8 所示。

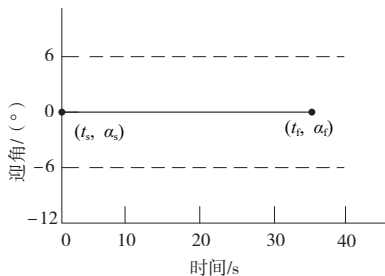


图 8 有动力段迎角-高度剖面设计示意图

图 8 中, (t_s, α_s) 是有动力段初始点的时间和迎角,即飞行器起飞点的状态, t_s 取 0.93 s; (t_f, α_f) 是有动力段终点

的时间和迎角, t_f 取 36.52 s, 为助推器燃料耗尽时间。在有动力段时,迎角范围为 $[-6^\circ, 6^\circ]$, 因此 α_s 、 α_f 的值将在该范围内进行选择。

绘制飞行器在有动力段沿恒定迎角轨迹飞行时的曲线,从而确定有动力段的飞行能力范围。飞行器沿 $-1^\circ \sim 4^\circ$ 的恒定迎角剖面飞行的仿真曲线如图 9 所示。可以看出:

- 1) 飞行器沿不同迎角轨迹飞行时,高度-马赫数轨迹及终点分布范围很广,表明轨迹改变能力强;
- 2) 迎角为 -1° 时,俯仰角逐渐减小小于 0° , 飞行器出现下滑而非爬升的状态;迎角为 4° 时俯仰角逐渐增大至接近 90° , 均与实际飞行情况不符,飞行器真实可飞的迎角轨迹约为 $0^\circ \sim 4^\circ$ 。

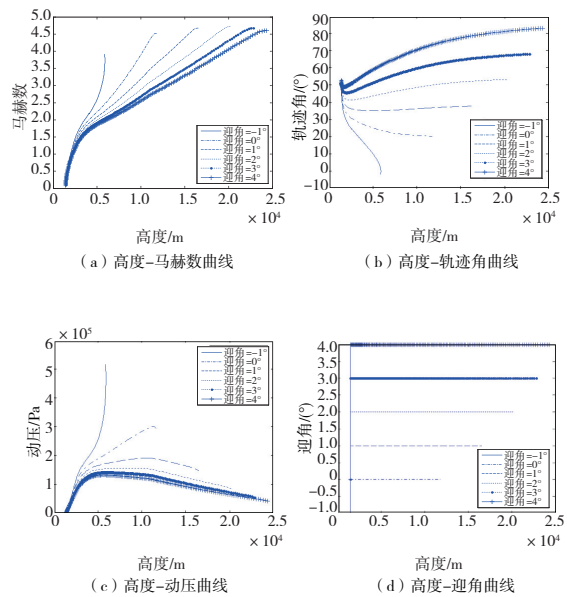


图 9 有动力段不同迎角轨迹下的高度-马赫数、高度-轨迹角、高度-动压、高度-迎角曲线

3.3 上升段标称轨迹的选择

绘制有动力段轨迹与无动力段轨迹交接范围图,用以选择合适的有动力段迎角轨迹与无动力段的终点轨迹角值,交接图如图 10—图 13 所示。

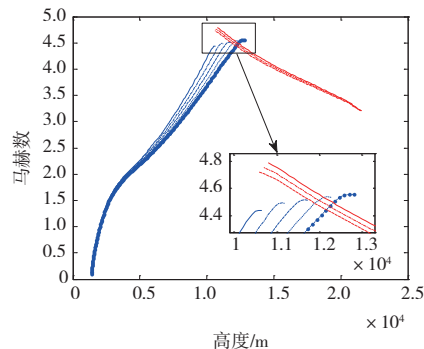


图 10 高度-马赫数交接曲线

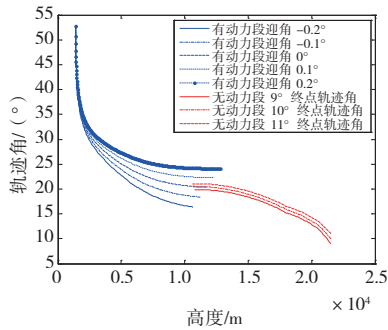


图 11 高度-轨迹角交接曲线

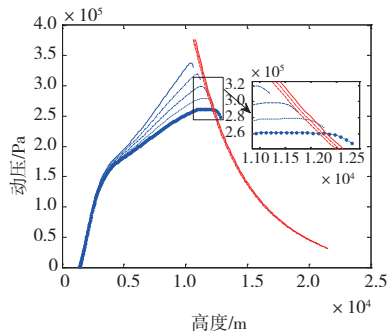


图 12 高度-动压交接曲线

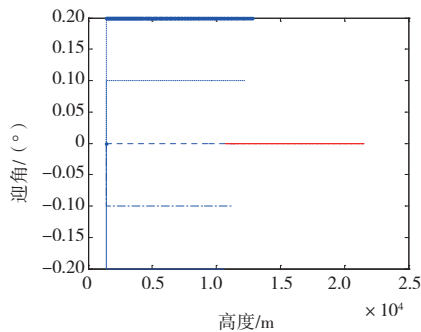


图 13 高度-迎角交接曲线

由图 10—图 13 可以看出,有动力段 0°迎角轨迹与无动力段 11°终点轨迹角的轨迹在 11.75 km 处恰好相接;二者在交接高度处的轨迹角、动压差可忽略不计。因此,可以选择有动力段全程 0°迎角轨迹作为标称轨迹,无动力段选择终点轨迹角 11°、全程迎角 0°的轨迹作为标称轨迹,从而合成上升段整体标称轨迹。

4 鲁棒性验证

为了验证飞行器上升段轨迹的鲁棒性,本文以该轨迹为标称轨迹,加入制导与控制系统进行蒙特卡洛仿真,从而对轨迹性能进行综合评估。

主要考虑的不确定性因素如表 1 所示。

表 1 上升段纵向不确定性因素及偏差范围表

不确定性类型	不确定性项目	偏差范围
质量特性偏差	质量偏差/kg	±20
气动数据偏差	轴向力系数偏差/%	±20
	法向力系数偏差/%	±20
大气环境偏差	大气密度偏差/%	±10
	大气压强偏差/%	±10
	风场/(m/s)	2~50

1 000 组蒙特卡洛仿真结果如图 14 所示。

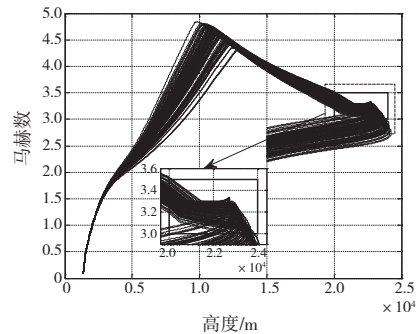


图 14 蒙特卡洛仿真高度-马赫数曲线

由图 14 可以看出,所有不确定性下飞行器均可以进入窗口完成试验,且点火试验过程中飞行器的高度和马赫数也始终能维持在窗口内,满足任务需求,表明本文设计的上升段轨迹是合理的,且具有一定的鲁棒性。

5 结语

本文针对组合动力验证机的上升段进行了轨迹设计方法的研究,针对飞行器起飞点与窗口条件已知、有无动力段交接点未知的特点,提出先设计无动力段轨迹后设计有动力段轨迹、无动力段轨迹逆向求解的设计思路,分段设计了有无动力段的轨迹簇,最后将两簇轨迹进行对比,择优选取并合成为上升段标称轨迹,从而提高了上升段轨迹设计效率,解决了验证机的上升段轨迹设计问题。

参考文献:

- [1] 何开锋,毛仲君,汪清,等. 缩比模型演示验证飞行试验及关键技术[J]. 空气动力学学报,2017,35(5):671-679,670.
- [2] 陈婷婷,孙春贞. RBCC 飞行器上升段飞行走廊规划方法[J]. 兵工自动化,2019,38(12):50-53.
- [3] 孙春贞. 重复使用运载器末端区域能量管理与自动着陆技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
- [4] 龚春林,韩璐. RBCC 可重复使用运载器上升段轨迹优化设计[J]. 固体火箭技术,2012,35(3):290-295.

收稿日期:2022-01-14