

RBCC 动力巡航飞行器爬升段弹道优化

徐 铮, 谭建国, 张冬冬

(国防科技大学 高超声速技术实验室, 湖南 长沙 410073)

摘要: RBCC 动力飞行器爬升段弹道设计是其总体设计的重要问题之一。采用伪谱法对基于 RBCC 动力的巡航飞行器开展了弹道优化研究。以爬升段推进剂消耗量最小为性能目标, 以飞行攻角为设计变量, 建立了飞行器纵向平面内弹道优化模型, 在获得飞行器气动特性和 RBCC 发动机性能的基础上, 开展了爬升段弹道优化。结果表明: 最优弹道包括平飞加速、等动压爬升、等速爬升等阶段; 火箭发动机应当以“开-关-开”模式工作, 且火箭发动机无需大范围调节; 在适当的火箭发动机最大流量和动压约束下, 该飞行器的动力段航程达到 2 430 km。

关键词: 火箭基组合循环发动机; 巡航飞行器; 爬升段; 弹道优化

中图分类号: V421.1

文献标志码: A

文章编号: 1672-9374(2024)02-0049-08

Ascent trajectory optimization for RBCC powered cruise vehicle

XU Zheng, TAN Jianguo, ZHANG Dongdong

(Hypersonic Technology Laboratory, National University of
Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The climbing trajectory optimization of the vehicle employing rocket based combined cycle (RBCC) engine has been an important issue during the overall design. The pseudo-spectral method was employed to perform the trajectory optimization of RBCC cruise vehicle. Taking the consumption of propellant as the performance index and the flight attack angle as the design variable, the longitudinal plane trajectory optimization model of the vehicle was established. Aerodynamic characteristic of the vehicle and the performance of RBCC were obtained, then climbing trajectory of the vehicle was optimized. Results show that: optimal trajectory includes acceleration with constant height, climbing with constant dynamic pressure, climbing with constant speed, etc; rocket engine works in mode of open-close-open, and there is no need to adjust rocket thrust greatly; the range of the vehicle reaches 2 430 km under the condition of appropriate maximum mass flow rate of rocket engine and appropriate constraint of dynamic pressure.

Keywords: RBCC; cruise vehicle; climbing phase; trajectory optimization

收稿日期: 2023-10-28 修回日期: 2023-12-25

基金项目: 中国科协青年人才托举工程(2022QNRC001); 国家自然科学基金(12002372); 湖南省自然科学基金(2021JJ40674)

作者简介: 徐铮(2001—), 男, 博士, 研究领域为飞行器组合动力技术。

引用格式: 徐铮, 谭建国, 张冬冬. RBCC 动力巡航飞行器爬升段弹道优化[J]. 火箭推进, 2024, 50(2): 49-56.

XU Z, TAN J G, ZHANG D D. Ascent trajectory optimization for RBCC powered cruise vehicle[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2024, 50(2): 49-56.

0 引言

RBCC 发动机结合了火箭发动机的高推重比和冲压发动机的高比冲,具有性能高、工作范围宽、系统集成度高等特点,是航空航天动力的发展热点,是实现快速、经济空天飞行的重要途径^[1]。国内外对 RBCC 开展了系统深入的研究,在发动机性能、模态转换等方面均取得了很大进展^[2-6]。

当前的 RBCC 应用多集中于单级或两级入轨。杜文豪等^[7]开展了单级入轨运载器的总体方案设计,发现与 SABRE 发动机相比,RBCC 动力可节省燃料 31 t。Klink 等^[8]对采用 RBCC 动力的两级入轨飞行器进行了多目标设计优化,结果表明其比纯火箭动力有明显优势。文献^[9-10]对基于 RBCC 的两级入轨飞行器开展了弹道优化。

在 RBCC 用于巡航飞行器方面,王厚庆等^[11]较早开展了研究,指出当惰性载荷小于 0.6 时,采用 RBCC 的巡航方案具有可行性。郑雄等^[12]开展了 RBCC 巡航飞行器的轨迹优化,但其 RBCC 发动机工作范围为 4.5 ~ 6.5 Ma,这是双模态冲压发动机工作的舒适区。

面向入轨是 RBCC 的出发点和终极目标,但存在的问题是:①入轨飞行器规模庞大,例如文献^[7]中,Sentinel 的两级入轨飞行器起飞质量为 343 t, GTX 单级入轨飞行器起飞质量为 108 t,实施难度很大,所以很多研究长期处于论证阶段;②入轨飞行器要求 RBCC 发动机工作经历所有模态,速度范围为 0 ~ 8 + Ma,技术难度很大。为了解决 RBCC 低马赫数性能差的问题,周宏宇等^[13]在水平起飞重复使用飞行器的轨迹优化中还组合了 TBCC 动力。Jia 等^[14]研究了 RBCC 用于单级入轨的爬升段性能,并建立了 0.8 ~ 3.0 Ma 时模块化的发动机性能。

高超声速飞行器的轨迹优化方法较为成熟,也在不断发展中。通常都是将弹道最优控制问题转化为非线性参数优化问题进行求解,主要区别在于采用配点法的实施细节。龚春林等在开展 RBCC 运载器的轨迹优化时,重点考虑了不同模态下的连接条件^[15]。王治宇等针对传统粒子群 (PSO) 算法求解优化问题时存在早熟收敛的不足,提出了一种改善粒子群的算法,节省了 4.46% 的燃料^[16]。黄荣等在对组合动力用于可重复使用

飞行器的优化中,同时考虑了飞行器设计参数优化与轨迹优化,对比考虑两级分层优化算法和一体化优化算法,认为这种综合优化能够有效减小运载器起飞质量,提高约束满足程度^[17]。也有一些研究直接设定飞行攻角变化,例如正弦攻角转弯或梯形攻角转弯^[18],从而将动态过程优化转变为参数优化。

如前所述,RBCC 的最终目标是面向入轨,因此当前弹道优化设计研究多面向 RBCC 作为单级或多级入轨飞行器,而对于以 RBCC 为动力的巡航飞行器的弹道优化研究较少。为此,本文采用伪谱法对基于 RBCC 动力的巡航飞行器开展了弹道优化研究,重点关注了爬升段弹道的影响因素。

1 弹道优化模型

本文考虑的巡航飞行器为空中超声速发射,如图 1 所示。飞行任务分为机载带飞段、巡航爬升段、巡航飞行段及无动力下滑段。机载投放时的高度为 14 km,马赫数为 2,随后发动机工作,加速爬升至巡航点高度和速度,到达预定高度后按照规划的弹道开展巡航飞行,最后关闭发动机无动力下滑。

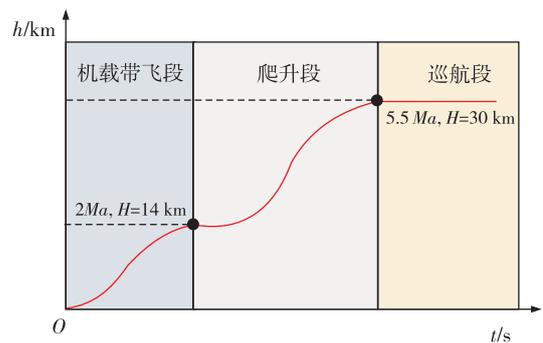


图 1 飞行任务剖面

Fig. 1 Flight mission profile

1.1 飞行器气动特性

飞行器气动布局为类 SR-72 构型,其主要特点是:机身为大长细比高脊背构型,机翼为大边条大后掠小展弦比中单薄翼,单垂尾布置在尾椎上,以获得高马赫数时的航向稳定性^[19]。

本文计算了该飞行器在 2.0 ~ 5.5 Ma、攻角为 0° ~ 10° 时的气动力,所得阻力系数 C_D 、升力系数 C_L 及升阻比 C_L/C_D 分别如图 2、图 3 和图 4 所示。可

以看出,阻力系数在 $4.0Ma$ 之前迅速下降,但在 $4.0Ma$ 之后,阻力变化较为缓慢;而升力系数则近似为线性变化,且在攻角为 0° 时为负升力。该飞行器在 $4.1Ma$ 达到最大升阻比,随后略微下降;升阻比也随着攻角先增大后减小,在 $4.1Ma$ 时,在攻角为 7.1° 时达到最大升阻比,为 4.22 。

飞行器的阻力和升力计算式分别为

$$F_X = \frac{1}{2} \rho v^2 A_{ref} C_D \quad (1)$$

$$F_Y = \frac{1}{2} \rho v^2 A_{ref} C_L \quad (2)$$

式中: ρ 为空气密度; v 为飞行速度; A_{ref} 为参考面积。

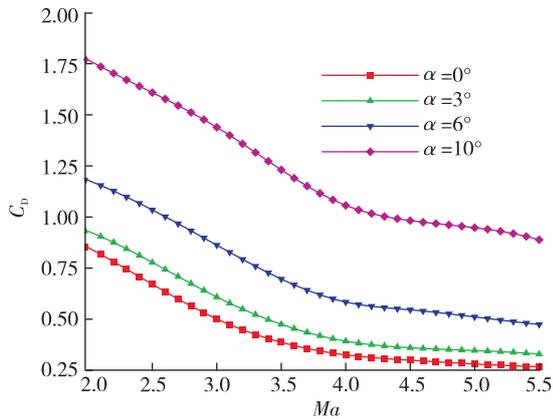


图 2 巡航飞行器的阻力系数

Fig. 2 Resistance coefficient of cruise aircraft

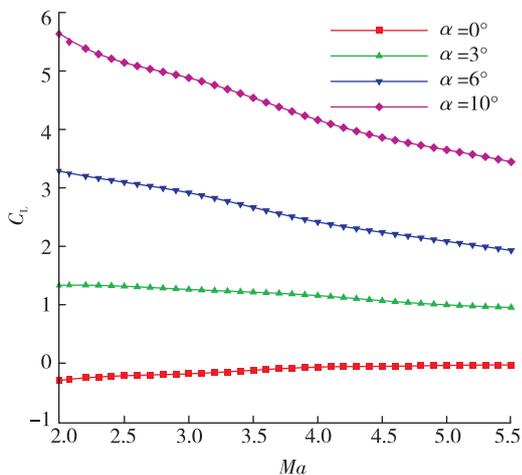


图 3 巡航飞行器的升力系数

Fig. 3 Lift coefficient of cruise vehicle

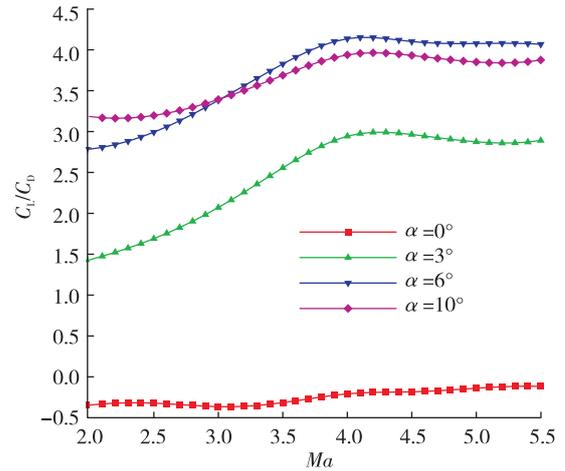


图 4 巡航飞行器的升阻比

Fig. 4 Lift-drag ratio of cruise vehicle

1.2 RBCC 发动机性能

RBCC 发动机是火箭和冲压的深度组合,包含了引射模态、亚燃模态、超燃模态和纯火箭等模态。其性能由冲压发动机、火箭发动机和二者的引射等共同决定,存在复杂的流动燃烧现象。特别是在宽范围内,存在进气道与燃烧室匹配、火箭喷管出口参数与冲压空气参数匹配、燃烧释热与喉道匹配等问题,难以给出准确的性能模型。

本文仅考虑了冲压推力和火箭推力的简单叠加,尽管与实际发动机性能有一定区别,但鉴于本文的飞行器为空中超声速发射,是从 $2.0Ma$ 开始,进入发动机的空气流量完全由冲压决定,引射只是略微增加了抗反压能力,起到的推力增益效果较小。

采用可调进气道和可调喷管的冲压发动机在宽范围内具有较高性能,但实现复杂、结构质量大,不适合尺度较小的飞行器。本文假设进气道为固定几何进气道,喷管出口面积不变,通过调整燃料喷注实现宽范围热力壅塞。

冲压发动机比冲性能与飞行马赫数 Ma 、飞行高度 h 和燃料当量比 ϕ 相关,计算式为^[20]

$$I_{sp,ram} = f(Ma, h, \phi) \quad (3)$$

图 5 是冲压发动机比冲,冲压发动机在 $3.0Ma$,当量比 0.7 时比冲达到最大值,为 $15.204 \text{ kN} \cdot \text{s}/\text{kg}$,这是冲压能力与燃烧释热能力平衡的结果。当马赫数较低时,进气道压缩能力有限,使得室压不够高(相对环境压力);当马赫数较高时,虽然进气道压缩能力更强,但

进气阻力较大,同时燃烧温度较高会造成部分分解,从而比冲也会下降。当量比为 1.0 时,2.0Ma 的比冲为 10.113 kN·s/kg,5.5Ma 的比冲为 10.768 kN·s/kg。

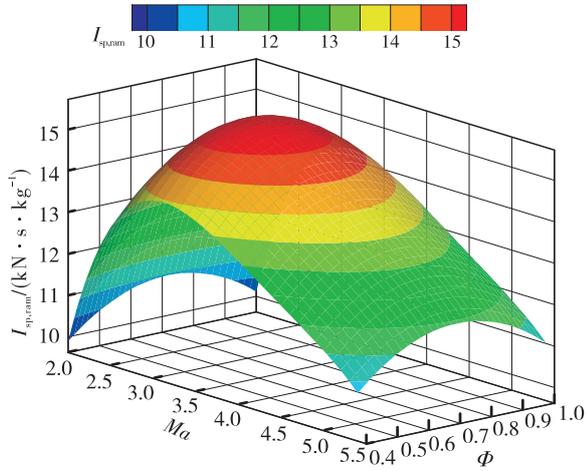


图5 冲压发动机比冲

Fig. 5 Ramjet specific impulse

火箭发动机比冲性能与燃烧室压力、环境压力和当量比相关,即

$$I_{sp,roc} = f(p_c, p_a, \phi) \quad (4)$$

图6是火箭发动机的真空比冲,图中给出真空比冲 I_{vac} 只与室压 p_c 和当量比 ϕ 有关。

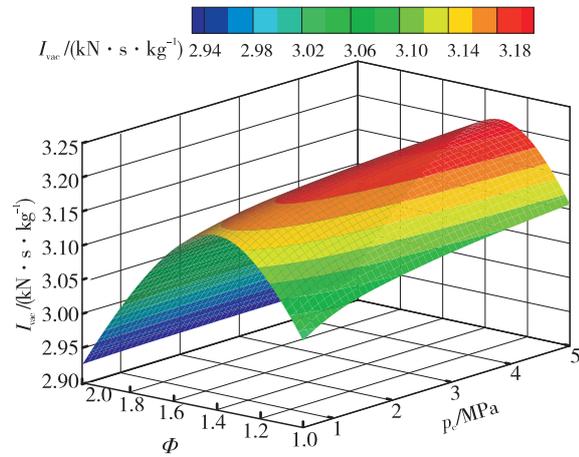


图6 火箭发动机真空比冲

Fig. 6 Rocket engine vacuum specific impulse

火箭发动机的真空比冲随着室压提高而提高,但变化较小,从 0.5 MPa 到 5.0 MPa,相同当量比下的真空比冲增大最大不超过 2.7%。比冲随当量比则有较大变化,最大比冲出现在当量比 1.3~1.4 之

间,对应余氧系数为 0.75 左右,这也是液氧/煤油液体火箭发动机最经常采用的余氧系数。

在不同高度(环境压力)下的比冲为

$$I_{sp,roc} = I_{vac}(p_c, \phi) - c^*(\phi) \frac{\varepsilon p_a}{p_c} \quad (5)$$

式中: c^* 为特征速度,仅与当量比有关; ε 为喷管膨胀比,本文取 16。

1.3 弹道方程与优化方法

本文的 RBCC 动力巡航飞行器采用空中发射方式,从某一个高度和速度发射后,在纵向平面爬升到设定高度和速度。其计算模型为如下纵平面内运动方程组。

$$\frac{dx}{dt} = v \cos \theta \quad (6)$$

$$\frac{dh}{dt} = v \sin \theta \quad (7)$$

$$m \frac{dv}{dt} = F \cos \alpha - F_x - mg \sin \theta \quad (8)$$

$$m \frac{d\theta}{dt} = F \sin \alpha - F_y - mg \cos \theta \quad (9)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\dot{m} \quad (10)$$

式(6)~式(10)中共 5 个状态变量 x, h, v, θ, m ,推力 F 定义在体轴坐标系上,阻力 F_x 和升力 F_y 定义在速度坐标系上。

控制变量可以为攻角 α 或者俯仰角 γ ,本文为简单起见,采用攻角为控制变量。另外 RBCC 发动机还有两个控制变量,即冲压发动机当量比 ϕ 和火箭发动机总流量 \dot{m}_{roc} 。

目标函数为爬升段推进剂消耗量最小,因此为 Mayer 型,记为

$$\min J: m_0 - m_f$$

约束条件包括控制和状态变量约束、路径约束、初始和终止条件约束,分别如下。

- 1) 攻角约束: $0^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$ 。
- 2) 动压约束: $p_{dyna} \leq 80$ kPa。
- 3) 过载约束: $|n_y| \leq 3g$ 。
- 4) 冲压当量比约束: $0.4 \leq \phi \leq 1.0$ 。
- 5) 火箭流量约束: $0 \leq \dot{m}_{roc} \leq 5.0$ kg/s。

一般火箭流量不可能有如此大的变化范围,但这种处理方式避免了判断 RBCC 的工作模态,运动方程组中的推力 F 可以用统一的连续函数表达,即比冲 I 与质量流率 \dot{m} 之积,表达式为

$$F = I \dot{m} \quad (11)$$

给定主要的飞行器总体参数为:起始点的马赫数 Ma_0 ,起始点的高度 $h_0 = 14$ km,起始点的质量为 3 t;爬升段终点时的马赫数 Ma_f ,爬升段终点时的高度 $h_f = 30$ km;飞行器的燃油装载率为 50%,这里的燃油包括了液氧和煤油。

弹道优化通常采用伪谱法,作为一种直接配点法,伪谱法采用拉格朗日或切比雪夫多项式来表示状态和控制变量,通过对插值多项式进行求导近似得到状态变量和控制变量对时间的导数,从而将最优控制问题转化为非线性规划问题。根据离散方式和插值基函数不同,可以分为 Gauss 伪谱法、Legendre 伪谱法、Radau 伪谱法;根据是否分段,可以分为全局伪谱法(p 方法)和局部伪谱法(h 方法),h-p 自适应伪谱法自动确定区间的数量和多项式阶数,具有计算量小、收敛性好的优点。本文采用基于 LGL 配点的 h-p 自适应伪谱法进行弹道优化。

基于 LGL 配点的 h-p 自适应伪谱法介绍如下。

1) 最优控制问题离散化

选取 $k - 1$ 个节点,将最优控制问题的时间区间 $t \in [t_0, t_f]$ 划分为 k 个子区间,通过式(7)将每个时间子区间转化到 $\tau \in [-1, 1]$ 。

$$\tau = \frac{2t}{t_k - t_{k-1}} - \frac{t_k + t_{k-1}}{t_k - t_{k-1}} \quad (12)$$

其中

$$t_k = t_f$$

配点采用 LGL 点,LGL 配点记为 $\tau_i (i = 0, 1, \dots, N)$,共 $N + 1$ 个。将状态和控制变量在配点处离散为离散状态变量 $\{X_0, X_1, \dots, X_N\}$ 和离散控制变量 $\{U_0, U_1, \dots, U_N\}$,其中 $X_i \in R^{N_x}$, $U_i \in R^{N_u}$ 。利用构造的 Lagrange 插值多项式 $L_i^{(k)}(\tau)$ 逼近状态量和控制量,将连续最优问题离散转化为多区间 NLP 问题。

2) h-p 自适应网格细化方法

当转换后的 NLP 问题的结果不满足精度要求时,h-p 自适应算法会通过增加 Lagrange 插值多项式的维数或者增加子区间的数目来重新转化 NLP 问题,提高求解的精度。

增加插值多项式维数,可得

$$N_+^{(k)} = N_-^{(k)} + \text{ceil}[\lg(\varepsilon^{(k)} / \varepsilon_d)] + 1 \quad (13)$$

式中: $N_-^{(k)}$ 、 $N_+^{(k)}$ 分别为更新前后的插值多项式;ceil 函数表示返回大于或等于输入表达式的最小整数; $\varepsilon^{(k)}$ 为 k 区间内近似状态量的误差; ε_d 为给定的误差阈值。

增加区间数量可得

$$n_k = 2\text{ceil}[\lg(\varepsilon^{(k)} / \varepsilon_d)] - 1 \quad (14)$$

式中 n_k 为更新 NLP 问题后新节点的个数。

2 结果和讨论

2.1 最优爬升弹道

从 $2.0Ma/h = 14$ km 到 $5.5Ma/h = 30$ km 的最优爬升弹道如图 7 和图 8 所示。飞行器从空中投放后,经历了如下 4 个阶段。

1) 首先平飞加速,加速时间 83 s,马赫数达到 2.67。

2) 以近似等动压抬头爬升,飞行总时间为 279 s,在 104 s 时达到最高的弹道倾角 4.08° 。

3) 在 $5Ma$ 时采用近似等速爬升,从 21.3 km 迅速爬高至 26.5 km,最大弹道倾角达到 7.09° 。

4) 飞行器加速爬升,速度和高度同时增加,满足终点要求。

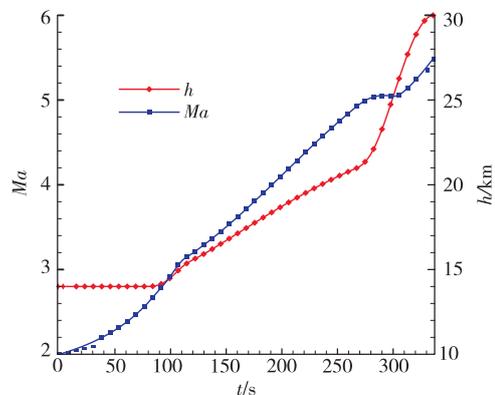


图 7 最优控制变量下爬升高度和马赫数随时间变化曲线
Fig. 7 Climbing height and Mach number under optimal control variables

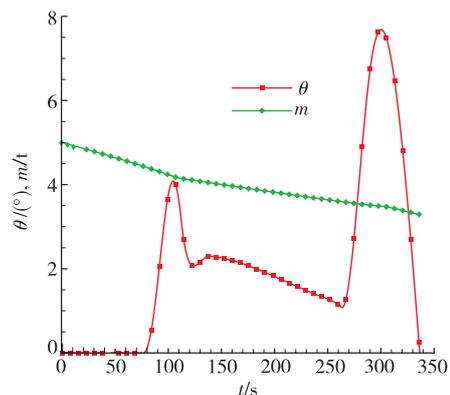


图 8 最优爬升弹道倾角和质量变化
Fig. 8 Optimal climbing trajectory inclination and mass change

图9为最优控制变量和动压约束。可以看到,攻角的变化较为复杂,火箭流量的变化较为简单,冲压当量比维持不变(总是为最大值1.0)。

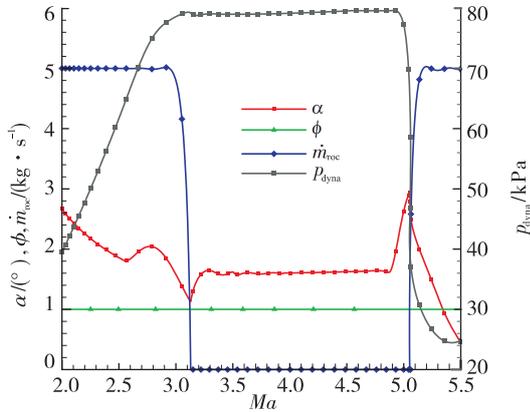


图9 最优控制变量和动压约束

Fig. 9 Optimal control variables and dynamic pressure constraints

在 $2.6Ma$ 前,攻角不断下降,以保证平飞加速;在 $3.3 \sim 4.8Ma$ 之间,基本保持等攻角飞行,约为 1.61° ;为了保证迅速爬升,攻角在 $5.0Ma$ 时达到 3.0° 。

忽略过渡过程,火箭发动机只有两个状态:在 $2.0 \sim 3.1Ma$ 、 $5.0 \sim 5.5Ma$ 时为最大流量 5 kg/s ;在 $3.1 \sim 5.0Ma$ 时为关闭状态。火箭发动机总工作时间为 147 s ,占总飞行时间的 43% 。

2.2 终点质量影响因素

2.2.1 火箭工作模式的影响

表1给出了火箭发动机整个爬升段全程开和最优开结果对比,可以看到,与全程开相比,“开-关-开”模式虽然耗时更长,但爬升段飞行距离增加了 33.5% ,终点质量增加了 6.1% 。要说明的是,即使在本文所述的最优热力喉道条件下,不带火箭的纯冲压也无法实现从 $2.0Ma$ 的加速爬升。

表1 火箭发动机全程开和最优开结果对比

Tab.1 Comparison of rocket engine full open and optimal open results

参数	数值	
	全程开	最优开
飞行时间/s	283.2	336.6
飞行距离/km	276.2	368.8
终点质量/kg	1 860.7	1 973.8

2.2.2 最大火箭流量和最大动压的影响

最大火箭流量 \dot{m}_{\max} 和飞行过程中的最大许用动压 p_{dmax} 都会影响推进剂消耗,前文所设定的 $\dot{m}_{\max} = 5 \text{ kg/s}$, $p_{\text{dmax}} = 80 \text{ kPa}$,改变这两个值,所得终点质量如图10所示。从图10中可以看到,增大最大火箭流量、提高飞行器最大设计动压都能够增加终点质量,从而增大巡航飞行器的航程。这是在假设结构质量不变的情况下的结果,实际上,增大最大火箭流量,火箭推力室、推进剂供应系统的尺寸和质量均会增加;同样,提高飞行器设计动压,也会使得飞行器结构质量增加。从图10中还可以看出,随着最大流量和最大动压的增大,终点质量的变化越来越小。本文在未经优化的情况下,认为火箭发动机质量流量为 4.2 kg/s ,设计最大动压为 100 kPa 时,具有较好的性能,此时飞行器爬升终点的结构质量为 $2 042.9 \text{ kg}$ 。要获得最优结果,需要像文献[17]中那样综合考虑参数设计和弹道优化。

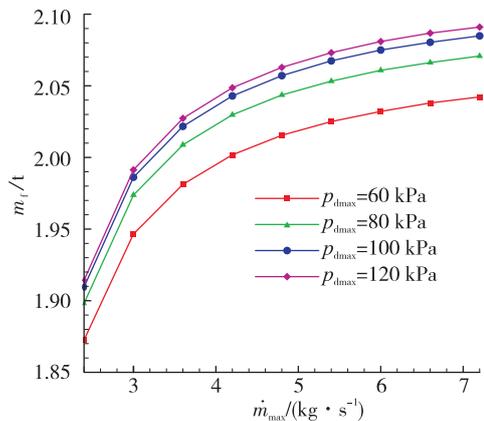


图10 不同最大火箭流量和动压约束时的终点质量
Fig. 10 The terminal mass under different maximum rocket flow and dynamic pressure constraints

该飞行器到达爬升段终点后,将以 $5.5Ma$ 巡航,总巡航时间为 $1 281 \text{ s}$,巡航距离为 $2 126 \text{ km}$,考虑到爬升段的飞行距离为 304 km ,所以该巡航飞行器的动力段航程达到 $2 430 \text{ km}$ 。同时,爬升段的推进剂消耗量占总量的 63.8% 。

3 结论

吸气式高超声速飞行器因具有气动/推进/弹性高度耦合特性,与传统飞行器的总体设计相比,其设计域较窄,这给弹道设计优化带来了较大的困

难,传统的方案弹道设计方法很难满足结构强度、结构热及控制的要求。本文采用伪谱法开展弹道设计与优化,在设计时仅需对状态变量、控制变量在特定阶段的约束进行限制,采用优化算法可获得满足约束的弹道,最大程度地发挥飞行器的性能。在获得巡航飞行器气动特性和 RBCC 发动机性能(分别考虑火箭和冲压的性能)的基础上,开展了基于伪谱法的弹道优化,得到如下结论。

1) 飞行器投放后,最优弹道经过了平飞加速、等动压爬升、等速爬升、加速爬升 4 个阶段。

2) 最优弹道中,火箭发动机经历了“开-关-开”状态,与全程开相比,终点质量多了 6.1%。且火箭发动机不需要大范围调节,仅需在最大和 0 之间切换。

3) 随着最大火箭流量和最大设计动压增加,终点质量有一定增大,但增加幅度越来越小。在本文给定的最大火箭流量 4.2 kg/s、最大设计动压 100 kPa 情况下,飞行器动力段航程可达到 2 430 km。

参考文献

- [1] 王亚军,何国强,秦飞,等. 火箭冲压组合动力研究进展[J]. 宇航学报, 2019, 40(10): 1125-1133.
WANG Y J, HE G Q, QIN F, et al. Research progress of rocket based combined cycle engines [J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(10): 1125-1133.
- [2] SHI L, ZHAO G J, YANG Y Y, et al. Experimental study on ejector-to-ramjet mode transition in a divergent kerosene-fueled RBCC combustor with low total temperature inflow [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 99: 105734.
- [3] 刘昊,王君,张留欢. SMC 模式下 RBCC 发动机 4Ma 工况性能仿真[J]. 火箭推进, 2021, 47(2): 27-31.
LIU H, WANG J, ZHANG L H. Performance simulation of 4Ma operating condition under SMC mode for RBCC engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(2): 27-31.
- [4] LIU Y S, XUE R, LIU J L, et al. Numerical study on the dynamic process of ramjet/scramjet mode transition in the integrated RBCC full flow path through multistage fuel injection strategies [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2023, 146: 106857.
- [5] SHI L, ZHAO G J, YANG Y Y, et al. Experimental study on ejector-to-ramjet mode transition in a divergent kerosene-fueled RBCC combustor with low total temperature inflow [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 99: 105734.
- [6] 张玫,张蒙正,刘昊. 火箭基组合循环动力研究进展[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 54-68.
ZHANG M, ZHANG M Z, LIU H. Progress and analysis of rocket based combined cycle (RBCC) propulsion system [J]. Science & Technology Review, 2020, 38(12): 54-68.
- [7] 杜文豪,邓新宇,马英,等. RBCC 单级入轨运载器总体方案设计[J]. 战术导弹技术, 2019(6): 60-66.
DU W H, DENG X Y, MA Y, et al. System design for single-stage-to-orbit launch vehicle utilizing RBCC propulsion [J]. Tactical Missile Technology, 2019(6): 60-66.
- [8] KLINK P, OGAWA H. Investigation on the performance and feasibility of RBCC-based access-to-space via multi-objective design optimization [J]. Acta Astronautica, 2019, 157: 435-454.
- [9] 阮建刚,何国强,吕翔. RBCC-RKT 两级入轨飞行器起飞质量估算方法[J]. 推进技术, 2013, 34(5): 603-608.
RUAN J G, HE G Q, LYU X. Takeoff mass estimation methods in two-stage-to-orbit RBCC-RKT launch vehicle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(5): 603-608.
- [10] 罗哲,王舒眉,闫循良,等. RBCC 动力高超声速飞行器上升段轨迹优化设计[J]. 红外与激光工程, 2022(4): 1-12.
LUO Z, WANG S M, YAN X L, et al. Trajectory optimization design of ascending stage of RBCC powered hypersonic vehicle [J]. Infrared and Laser Engineering, 2022(4): 1-12.
- [11] 王厚庆,何国强,刘佩进,等. 以 RBCC 为动力的巡航飞行器轨迹与质量分析[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(6): 774-777.
WANG H Q, HE G Q, LIU P J, et al. Trajectory and mass analysis of RBCC-powered cruise vehicles [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(6): 774-777.
- [12] 郑雄,刘竹生,杨勇,等. RBCC 高超声速巡航飞行器轨迹优化与设计[J]. 航天控制, 2016, 34(5): 21-26.
ZHENG X, LIU Z S, YANG Y, et al. Trajectory optimization and design for RBCC hypersonic cruise vehicle [J]. Aerospace Control, 2016, 34(5): 21-26.

- [13] 周宏宇, 王小刚, 赵亚丽, 等. 组合动力运载器上升段轨迹智能优化方法[J]. 宇航学报, 2020, 41(1): 61-70.
ZHOU H Y, WANG X G, ZHAO Y L, et al. Ascent trajectory optimization for a multi-combined-cycle-based launch vehicle using a hybrid heuristic algorithm[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(1): 61-70.
- [14] JIA Y C, YE W, CUI P, et al. Climbing performance analysis of rocket-based combined cycle engine powered aircraft[J]. Acta Astronautica, 2019, 162: 135-144.
- [15] 龚春林, 韩璐, 谷良贤. 适应于 RBCC 运载器的轨迹优化建模研究[J]. 宇航学报, 2013, 34(12): 1592-1598.
GONG C L, HAN L, GU L X. Research on modeling of trajectory optimization for RBCC-powered RLV[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(12): 1592-1598.
- [16] 王治宇, 李高春, 韩永恒, 等. 冲压发动机导弹爬升段和巡航段轨迹优化[J]. 航空动力学报, 2021, 36(5): 1103-1112.
WANG Z Y, LI G C, HAN Y H, et al. Ascent and cruise trajectory optimization for ramjet powered missile[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(5): 1103-1112.
- [17] 黄荣, 邵会兵, 梁彪, 等. 基于参轨综合优化的组合动力可重复使用运载器性能提升[J]. 战术导弹技术, 2020(5): 149-156.
HUANG R, SHAO H B, LIANG B, et al. Performance improvement of combined cycle engine reusable launch vehicle based on parameters and trajectory overall optimization[J]. Tactical Missile Technology, 2020(5): 149-156.
- [18] 梁欣欣, 王惠, 姜威. 升力式飞行器助推段多约束弹道优化设计[J]. 弹道学报, 2022, 34(1): 17-21.
LIANG X X, WANG H, JIANG W. Optimization design of trajectory in boost phase of lift vehicle with multi-constraints[J]. Journal of Ballistics, 2022, 34(1): 17-21.
- [19] 李宪开, 王霄, 柳军, 等. 水平起降高超声速飞机气动布局技术研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(11): 7-13.
LI X K, WANG X, LIU J, et al. Research on the aerodynamic layout design for the horizontal take-off and landing hypersonic aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(11): 7-13.
- [20] 陈军. $Ma4 \sim 7$ 双模态冲压发动机燃烧室热力工作过程与性能潜力研究[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2016.
CHEN J. Research on the thermal working process and performance potential of $Ma4 - 7$ dual-mode ramjet combustor [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2016.