

# 火箭-双燃烧室冲压组合循环发动机概念研究\*

吴继平<sup>1,2</sup>, 谭建国<sup>1,2</sup>, 陈健<sup>1,2</sup>, 张紫豪<sup>1,2</sup>

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073;

2. 国防科技大学高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

**摘要:** 临近空间高超声速飞行器近年来获得了广泛关注, 本文提出一种以基于火箭发动机和双燃烧室冲压发动机的多模态火箭-双燃烧室冲压组合循环发动机作为飞行器的动力系统, 并进行了性能分析研究。该飞行器在海拔 10 km 左右高度以 0.8 马赫的速度投放, 在重力和发动机推力的联合作用下, 能够在海拔 5~8 km 处加速到 2 马赫; 然后加速爬升进入临近空间, 发动机工作在引射亚燃或者双燃烧室亚燃模式下。可以根据实际选择高推重比、较低推进剂比冲效率的引射亚燃模式, 或是较低推重比、高推进剂比冲效率的双燃烧室亚燃模式。最终飞行器加速到 6 马赫(26 km), 进入双燃室超燃模式。针对空中发射模式和地面发射模式进行了轨道优化, 仿真结果表明: 在加速爬升到 6 马赫(26 km)的过程中, 空中发射模式相比较地面发射模式可以节省 37% 的推进剂; 空中发射模式存在一个负的最优初始飞行角度使得剩余质量与初始质量的比值达到最大。

**关键词:** 空天推进系统; 高超声速飞行器; 组合循环发动机; 轨道优化

**中图分类号:** TN95      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1001-2486(2019)05-008-08

## Conceptual analysis of rocket dual combustion ramjet combined-cycle engine

WU Jiping<sup>1,2</sup>, TAN Jianguo<sup>1,2</sup>, CHEN Jian<sup>1,2</sup>, ZHANG Zihao<sup>1,2</sup>

(1. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Increasing attention has been paid to near space plane in recent years. In the present study, a multi-module RDCRC (rocket dual combustion ramjet combined-cycle) engine was proposed to power the near space plane and its performance was analyzed. The plane was designed to drop at about Mach 0.8 and 10 km above sea level. Under the gravity and the combination thrust of the engine, the plane accelerates to about Mach 2 at 5~8 km above sea level. Then, it climbs up and accelerates the near space under the ejector-ramjet mode or DCR ramjet mode. The ejector-ramjet mode provides higher acceleration with less efficiency, while the DCR ramjet mode provides more efficiency and lower acceleration, thus the mode can be transformed according to the actual situation. Finally, the plane climbs up to about 26 km above sea level, accelerates to Mach 6, and starts to cruise in DCR scramjet mode. A trajectory optimization was carried out for air launch and surface launch, and the obtained results show that the air launch can save about 37% propellant with Mach 6 and 26 km above sea level, and there lies a negative optimal initial flight angle that leads to an optimum ratio between the residual mass and the initial mass.

**Keywords:** aerospace propulsion system; hypersonic vehicle; combine-cycle engine; trajectory optimization

临近空间是地球大气层内海拔高度 20 km 到 100 km 之间的区域<sup>[1-2]</sup>。这个区域在军事侦察和商业通信上具有重要意义。高超声速飞行器非常适合在临近空间飞行, 近年来获得了广泛关注<sup>[3-7]</sup>。

在高超声速飞行条件下, 超燃冲压发动机具有非常高的性能, 世界范围内开展了大量研究。然而, 超燃冲压发动机难以自启动。为了解决该

问题, 组合循环发动机的研究被提上日程。研究人员已经提出了好几种组合循环发动机方案<sup>[8-9]</sup>, 并开展大量研究。其中火箭基组合循环(Rocket-Based Combined Cycle, RBCC)发动机就是最为人所熟知的一种方案。RBCC 包含了引射模态、亚燃冲压模态、超燃冲压模态和纯火箭模态。然而, RBCC 在超燃冲压模态时仍然存在一些问题: 如关闭火箭, 采用纯超燃模态, 则由于煤

\* 收稿日期: 2018-05-02

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11172324)

作者简介: 吴继平(1978—), 男, 湖北宜城人, 研究员, 博士, 硕士生导师, E-mail: wujiping@nudt.edu.cn

油在超声速气流中燃烧困难,点火和火焰稳定面临巨大挑战<sup>[10-12]</sup>;若采用火箭以低工况作为火炬工作,可以解决点火与火焰稳定的难题,但推进剂比冲效率很低<sup>[13]</sup>。

20世纪80年代约翰霍普金斯大学的 Billig 等第一次提出了双燃烧室的概念<sup>[14]</sup>。双燃烧室将亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机进行了最好的组合,在宽马赫数工作范围(3.5~6.5)内具有易点火、火焰稳定性强、低马赫数条件下性能高和壁面冷却方便等优点,但是在飞行马赫数超过6.5以后会变差。

在飞行马赫数不超过6.5的范围内,将火箭发动机和双燃烧室冲压发动机组合在一起具有非常广阔的前景。本文研究的临近空间飞行器如图1所示。该飞行器由多模块并联的火箭-双燃烧室冲压组合循环(Rocket Dual Combustion Ramjet Combined-cycle, RDCRC)发动机作为动力。采用发动机与机体一体化设计,前体作为进气道的预压缩面,后体作为喷管的一部分。

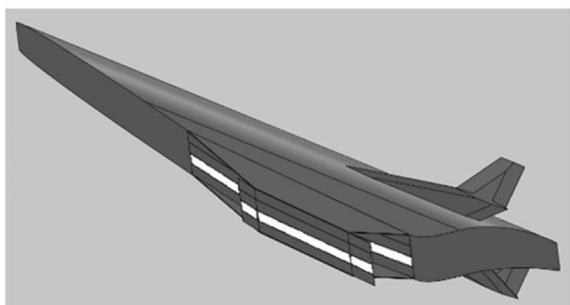


图1 基于RDCRC发动机的临近空间飞行器示意  
Fig. 1 Schematic of a near space vehicle with multi-module RDCRC engine

## 1 RDCRC 发动机概念

RDCRC 发动机由进气道、引射火箭、预燃室、超燃室和喷管组成,如图2所示。进气道分为超声速进气道和亚声速进气道。在一个RDCRC发动机模块中,包含了2个引射火箭、4个预燃室和1个超燃室。

RDCRC 发动机剖面示意如图3所示,其工作模式包含引射模式、引射亚燃模式、双燃烧室亚燃模式和双燃烧室超燃模式。

在引射模式,空气在引射火箭的引射作用下进入进气道,在混合段与引射火箭产生的高温燃气进行混合、引射增强、燃烧,并最终排出喷管,产生推力。

在引射亚燃模式,引射火箭工作类似于一个燃气发生器,可以工作在较高工况以产生加大推

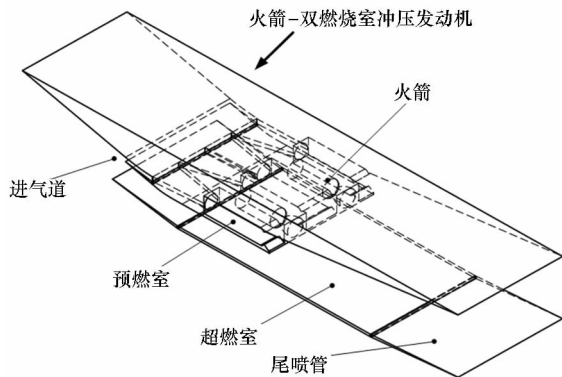


图2 RDCRC 发动机组成示意  
Fig. 2 Schematic of RDCRC combined-cycle engine module

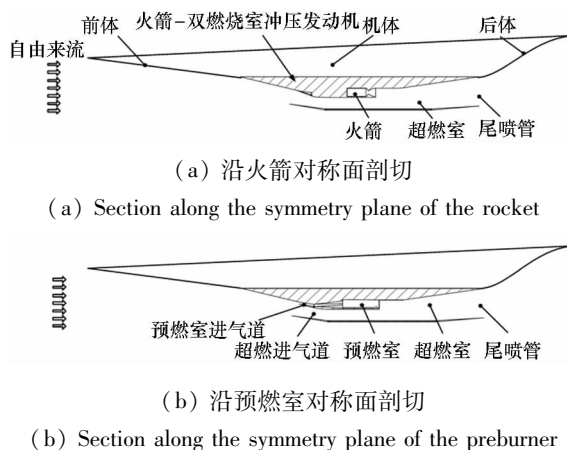


图3 RDCRC 发动机剖面示意  
Fig. 3 Schematic sections of RDCRC engine module

力,或者工作在较低工况以获得较高比冲效率。

在双燃烧室亚燃模式和双燃烧室超燃模式下,引射火箭关闭,预燃室作为火焰稳定装置提供连续、可靠的点火,发动机的比冲由于没有额外消耗氧化剂,从而可以获得更高的比冲。

当飞行马赫数小于3时,RDCRC 发动机可以工作在引射模式;当飞行马赫数在2~5.5时,发动机可以工作在引射亚燃模式或双燃烧室亚燃模式;当飞行马赫数在5.5~6<sup>+</sup>时,发动机可以工作在双燃烧室超燃模式。

在飞行马赫数2~6之间可根据飞行任务的多学科优化来确定究竟选择使用高推重比、较低推进剂比冲效率的引射亚燃模式,还是较低推重比、高推进剂比冲效率的双燃烧室亚燃模式。

## 2 弹道设计

### 2.1 空中发射弹道

基于RDCRC发动机的临近空间飞行器飞行弹道如图4所示。和X-43A类似<sup>[15]</sup>,由载机将

飞行器运送到海平面 10 km 左右的高空,然后投放。在重力和 RDCRC 发动机的共同作用下,飞行器沿斜向下并最终转平的弹道加速至 2 马赫左右,飞行高度降至 5 ~ 8 km,发动机工作在引射模态。之后依靠引射亚燃模态较高的推力增强性能和高压带来的大升力加速爬升至 3 马赫(10 ~ 12 km)。然后,根据任务特性,采用弹道优化技术选择引射亚燃模态或双燃烧室亚燃模态进一步加速爬升至 6 马赫(26 ~ 30 km),转入双燃烧室超燃模态进行巡航飞行。最后,在到达目标点后,临近空间飞行器滑翔返回并在 RDCRC 发动机的辅助下实现水平着陆,此时 RDCRC 发动机工作在引射模态。

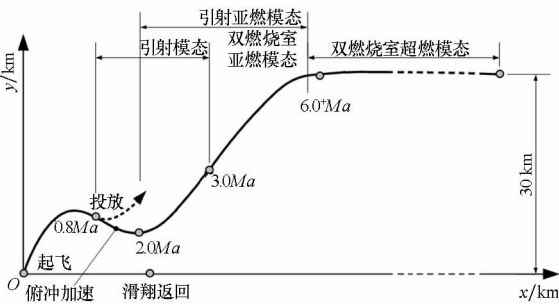
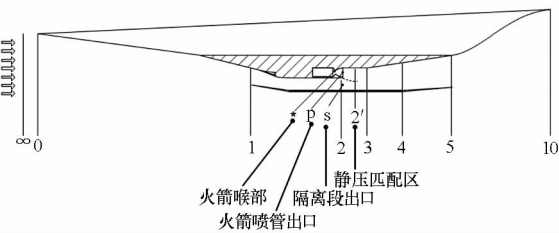


图 4 临近空间飞行器弹道示意

Fig. 4 Sketch trajectory of the air launched near space vehicle

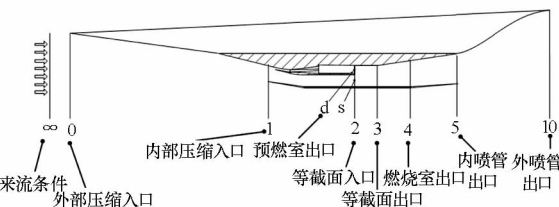
## 2.2 推力计算模型

发动机性能分析参考位置如图 5 所示,飞行器前体能够实现进气压缩的作用,后体主要由喉道构成。整个发动机位于临近飞行器的下部位置。



(a) 沿引射火箭对称面剖切

(a) Section along the symmetry plane of the rocket



(b) 沿预燃室出口纵向对称面剖切

(b) Section along the symmetry plane of the preburner

图 5 发动机参考位置示意

Fig. 5 Simplified engine reference stations

### 2.2.1 进气道

假设飞行马赫数  $Ma_\infty$ 、海拔高度  $y_0$ 、二次流特性(如总温  $T_{ts}$  和比热比  $\gamma_s$ )为已知条件。可以通过美军 MIL - E - 5008B 标准给出的公式来计算进气道出口总压  $p'_1 = 1.0 - 0.075(Ma_\infty - 1)^{1.35} p_{t_\infty}$ , 式中  $p_{t_\infty}$  为来流总压。假设隔离段的出口马赫数为  $Ma_s = Ma_\infty^{0.5}$ , 可以得到隔离段出口总压  $p_{ts}$ :

$$p_{ts} = \begin{cases} \Gamma(\gamma, Ma_\infty^{0.5}) p'_1 & Ma_s \leq 1 \\ \frac{\Gamma(\gamma, Ma_\infty^{0.5})}{\Gamma(\gamma, Ma_s)} p'_1 & 1 < Ma_s < Ma_\infty^{0.5} \end{cases} \quad (1)$$

其中,

$$\Gamma(\gamma, Ma) = \left[ \frac{(\gamma + 1) Ma^2}{2 + (\gamma - 1) Ma^2} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \left[ \frac{2\gamma Ma^2 - \gamma - 1}{\gamma + 1} \right] \quad (2)$$

由于预燃室出口马赫数  $Ma_d < 1$ , 总压通过公式  $p_{td} = \Gamma(\gamma, Ma_\infty^{0.5}) p'_1$  求得。

### 2.2.2 引射模型

在引射模态,预燃室入口关闭,引射火箭燃气作为一次流,进气道吸入的空气作为被引射的二次流。主火箭燃气与吸入的空气掺混,进行动量和能量的交换。

一般认为即时混合燃烧(Simultaneous Mixing and Combustion, SMC)模式的燃烧效率低于扩散后燃烧(Diffusion and Afterburning, DAB)模式,因此本文采用 DAB 模式进行建模分析。基于此,假定引射火箭推进剂完全燃烧,在与来流空气混合过程中不存在任何燃烧。

假定主火箭喉道壅塞面积为  $A^*$ , 超声速一次来流与亚声速二次来流在等截面段进行引射混合。采用动量守恒、能量守恒和连续性方程求解等截面管道混合模型。同时假定:来流为无摩擦、稳态、绝热等熵;忽略进气压缩、一次流与二次流掺混和相互作用过程中以及热传递和火焰稳定过程中的压力损失;一次流与二次流在混合室入口处压力和速度分布均匀;在混合室内不发生化学反应,在混合室出口处完全混合均匀。

由此,给定飞行条件和推进剂组合,假定在虚拟的 2' 处  $p_{2's} = p_{2'p}$ , 则 3 处的气流参数由以下参数决定:

1) 引射火箭混合比  $\psi$ : 该参数决定了一次来流的主要参数, 如比热比  $\gamma_p$ 、气体常数  $R_p$ 、一次流总温比  $\Theta = T_{ts}/T_{tp}$ , 定压比热容之比  $c = C_{ps} - C_{pp}$ 。

2) 引射火箭的两个几何关系:  $\varphi^* = A_p^*/A_3$  和  $\varphi_s = A_s/A_3$ 。

3) 二次流速度系数  $\lambda_s$ : 该参数可以确定总压  $p_{t3}$  和静压  $p_s$ 。

4) 引射火箭总压  $p_{tp}$ : 该参数可以确定一二次流总压比  $\beta = p_{t3}/p_{tp}$ 、 $\lambda_{2's}$ 、 $\lambda_{2'p}$  以及一次流引射火箭质量流率  $\dot{m}_s$ 。

给定推进剂组合, 采用吉布斯自由能最小化方法, 由引射火箭混合比  $\psi$  能够确定一次流参数 ( $T_{tp}$ 、 $\gamma_p$  和  $\lambda_p$ )。由此, 可以得到引射系数  $n$ :

$$n = \frac{\dot{m}_s}{\dot{m}_p} = \frac{K(\gamma_s, R_s)}{K(\gamma_p, R_p)} \frac{\beta}{\sqrt{\Theta}} \frac{\varphi_s}{\varphi^*} q(\gamma_s, \lambda_s) \quad (3)$$

式中,

$$K(\gamma, R) = \left(\frac{\gamma}{R}\right)^{1/2} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-(\gamma+1)/[2(\gamma-1)]} \quad (4)$$

$$q(\gamma, \lambda) = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{1/(\gamma-1)} \lambda \left(1 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \lambda^2\right)^{1/(\gamma-1)} \quad (5)$$

通过能量守恒方程和连续性方程, 解出混合参数:

$$\gamma_3 = \frac{1+nc}{\gamma_s/\gamma_p + nc} \gamma_s \quad (6)$$

$$R_3 = \frac{R_p + nR_s}{1+n} \quad (7)$$

$$\frac{T_{t3}}{T_{tp}} = \frac{1+nc\Theta}{1+nc} \quad (8)$$

联立动量守恒方程和连续性方程, 得:

$$\lambda_3 = \frac{Z \pm \sqrt{Z^2 - 4}}{2} \quad (9)$$

式中,

$$Z = \frac{1}{\Lambda} \left[ \lambda_p \sqrt{\frac{2\gamma_p}{\gamma_p+1} R_p} + n \sqrt{\Theta} \lambda_s \sqrt{\frac{2\gamma_s}{\gamma_s+1} R_s} + \left(1 + \frac{1-\phi_{2's}}{\phi_{2's}}\right) \left(\frac{1}{\lambda_p} - \frac{\gamma_p-1}{\gamma_p+1} \lambda_p\right) \sqrt{\frac{\gamma_p+1}{2\gamma_p} R_p} \right] \quad (10)$$

其中,  $\Lambda = (1+n) \sqrt{\frac{1+nc\Theta}{1+nc}} \sqrt{\frac{\gamma_3+1}{2\gamma_3}} R_3$ ,  $\phi$  为当量比。

$|Z| > 2$  时, 可以解出实根  $\lambda_3$ 。负号对应  $\lambda_3 < 1$ , 正号对应  $\lambda_3 > 1$ 。亚声速解可由超声速解通过正激波扩压后得到。当  $|Z| \leq 2$  时, 引射器出口壅塞。本文研究中, 引射模式下二次燃料燃烧处于亚声速状态, 因此仅取亚声速解。应用动量守恒方程可计算3处的总压为:

$$p_{t3} = p_{tp} \frac{K(\gamma_p, R_p)}{K(\gamma_3, R_3)} \frac{(1+n)\varphi^*}{q(\gamma_3, \lambda_3)} \sqrt{\frac{1+nc\Theta}{1+nc}} \quad (11)$$

### 2.2.3 二次燃料喷注和壅塞特性

二次燃料与来流空气燃烧, 放热产生的能量

提高了燃气的总温。根据能量守恒, 可以求得燃气总温:

$$T_{t4} = \frac{C_{p3} T_{t3} + f C_{p4} T_{t4} + \eta_b h_{PR}}{(1+f) C_{p4}} \quad (12)$$

其中: 二次燃料与空气混合比  $f = m_f/m_3$ ,  $m_f$  为二次燃料流量,  $m_3$  为3处空气总流量;  $h_{PR}$  为反应热;  $\eta_b$  为燃烧效率。

1) 亚声速燃烧。在引射模态、引射亚燃模态和双燃烧室亚燃模态,  $\lambda_3 < 1$ , 通过在3和4之间注入二次燃料, 发动机在4处可形成壅塞, 实现亚声速燃烧。因此, 4处的速度系数  $\lambda_4 = 1$ 。忽略燃烧室阻力和燃料喷注的轴向速度, 假定  $p_{t4} = p_{t3}$ , 燃烧室出口面积  $A_4$  也可通过连续性方程求得。

2) 超声速燃烧。在双燃烧室超燃模态,  $\lambda_3 > 1$ , 燃烧室出口不壅塞。假定燃烧室压力恒定, 燃料喷注方向垂直于流向。忽略燃烧室阻力和燃料喷注的轴向速度, 动量守恒方程可以写为  $v_4 = v_3/(1+f)$ , 其中  $v_3 = \lambda_3 [2\gamma_3 R_3 T_{t3}/(\gamma_3+1)]^{0.5}$ , 则  $\lambda_4 = v_4/[2\gamma_4 R_4 T_{t4}/(\gamma_4+1)]^{0.5}$ ,  $A_4$  也可以通过连续性方程求得。

### 2.2.4 扩张段

假定扩张段是等熵膨胀, 则  $p_{t10} = \eta_e p_{t4}$ ,  $T_{t10} = T_{t4}$ , 其中  $\eta_e$  为喷管效率。由此, 速度系数  $\lambda_{10}$  可由式(13)求得:

$$A_4 q(\gamma_4, \lambda_4) = A_{10} q(\gamma_4, \lambda_{10}) \quad (13)$$

### 2.2.5 发动机推力

优化的目标函数是发动机比冲和推力。假定最优膨胀 ( $p_{10} = p_\infty$ ), 则比冲和推力为:

$$I_{sp} = \frac{\dot{m}_{10} v_{10} - \dot{m}_0 v_\infty + (p_{10} - p_\infty) A_{10}}{\dot{m}_{10} - \dot{m}_0} \quad (14)$$

$$F = (\dot{m}_{10} - \dot{m}_0) I_{sp} \quad (15)$$

## 2.3 基本的运动关系

假定飞行器在二维平面内飞行, 当机翼相对于飞行轨迹倾斜时, 会产生攻角  $\alpha$ , 从而产生相对于飞行轨迹垂直的升力。图6给出了二维平面内飞行器受力示意图。 $\theta$  是飞行轨迹与水平面的夹

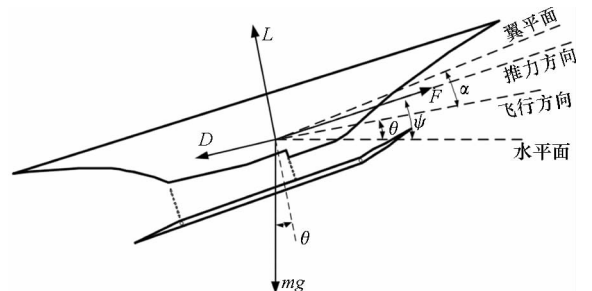


图6 飞行器二维平面内受力示意

Fig. 6 Two-dimensional free-body force diagram

角,  $\psi$  是推力方向与水平面的夹角, 则飞行方向和法向的加速公式为:

$$\begin{cases} m \frac{dv}{dt} = F \cos(\psi - \theta) - D - mg \sin\theta \\ mv \frac{d\theta}{dt} = F \sin(\psi - \theta) + L - mg \cos\theta \end{cases} \quad (16)$$

其中,  $D$  和  $L$  分别是阻力和升力,

$$\begin{cases} D = \frac{1}{2} C_D \rho v^2 A_{ref} \\ L = \frac{1}{2} C_L \rho v^2 A_{ref} \end{cases} \quad (17)$$

$C_D$  为阻力系数,  $C_L$  为升力系数,  $v$  为速度,  $A_{ref}$  为参考面积。

### 3 计算结果与分析

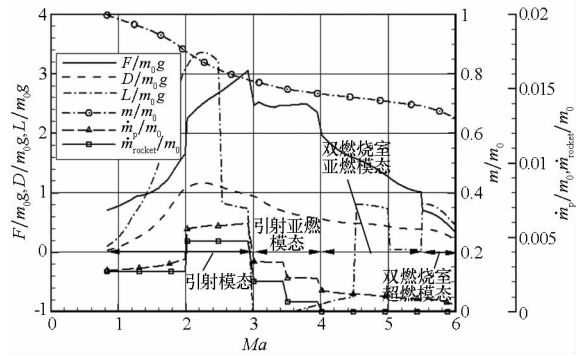
#### 3.1 典型轨迹

采用火箭基组合循环发动机的临近空间飞行器, 在低马赫数 ( $0 \sim 2.0$ ) 段由于飞行速度较低, 动压  $\rho v^2/2$  低, 升力不足。如果要维持飞行轨迹向上, 则需要足够大的推力分量平衡重力, 但速度提升缓慢, 推进剂消耗却非常可观。如果考虑初始就有一个倾斜向下的飞行轨迹, 则重力分量  $mg \sin\theta$  可以为飞行器提供更大的加速度。虽然之后还需要转向, 再次爬升, 但考虑到较高飞行动压情况下比较可观的推力增强效果, 这种初始倾斜向下投放的空中发射方式就非常值得尝试了。

图 7 给出了飞行器在 11 km 处以 0.8 马赫投放且初始角度为  $-30^\circ$  时的轨迹参数, 图中  $m$  为飞行器质量,  $m_0$  为飞行器起飞质量,  $\dot{m}_p$  为推进剂质量流量,  $\dot{m}_{rocket}$  为火箭发动机质量流量。从图中可以看到, 初始段飞行器的升力和阻力都远小于重力。初始轨迹向下倾斜时, 由于重力分量的辅助作用, 在  $F/m_0g = 0.75$  的情况下, 加速度达到约  $10 \text{ m/s}^2$ , 飞行器从海拔 11 km 降至 4.5 km, 速度增加到 2 马赫时, 动压达到 150 kPa。之后, 飞行方向也逐渐转弯并向高空飞行。此时, 由于来流动压较高, 引射增强带来的推力增益加大, 同时升力也大幅提高, 在推力与升力的共同作用下, 飞行器的加速度增加到  $20 \text{ m/s}^2$ 。此后, 整个引射火箭的总压减小, 进入引射亚燃或者双燃烧室亚燃模式, 实现减少推进剂流率, 提高发动机比冲的目的。最终, 到达巡航点 (6 马赫、26 km), 发动机进入高比冲性能的超燃模式, 发动机质量约为初始质量的 65%。

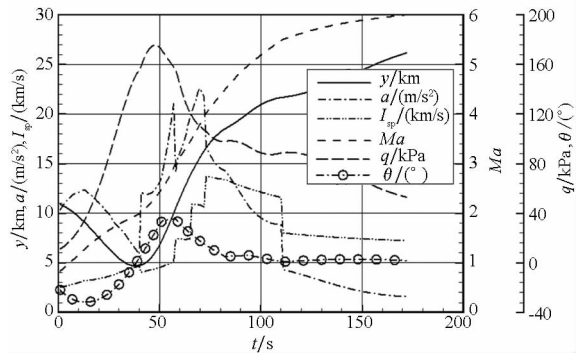
#### 3.2 轨迹优化

鉴于上述结果, 要进一步研究飞行器轨迹参



(a) 参数随  $Ma$  的变化曲线

(a) History of parameters versus Mach number



(b) 参数随飞行时间的变化曲线

(b) History of parameters versus flight time

图 7 飞行器在 11 km 处以 0.8 马赫、 $\theta = -30^\circ$  投放后的性能参数和轨迹参数

Fig. 7 Performance and trajectory parameters of a vehicle dropped at 0.8Ma and 11 km above sea level with an initial flight path angle of  $\theta = -30^\circ$

数对性能的影响, 需要开展飞行轨迹优化。假设临近空间飞行器沿二维轨道平面飞行。在约 10 km 高度以 0.8 马赫的速度投放, 发动机工作在引射模式; 之后, 加速到 2.5 马赫以上, 转变工作模式, 进入引射亚燃模式或双燃烧室亚燃模式; 最终, 在 25 ~ 30 km 高度达到 6 马赫, 进入双燃烧室超燃模式, 巡航至目的地。优化分析不考虑巡航与着陆。约束条件为最大动压不超过 200 kPa、最大加速度为  $30 \text{ m/s}^2$ 。

为了简化, 采用飞行攻角  $\alpha$  控制飞行器的飞行轨迹。攻角  $\alpha$  变化范围为  $-5^\circ \sim 8^\circ$ 。为了开展采用数值方法求解优化问题, 飞行攻角等优化设计参数需要离散化。基于这个方法, 将攻角  $\alpha$  和引射火箭总压  $p_{1p}$  随马赫数变化的曲线分为 9 段。

优化计算考虑了如下设计参数:

- 1) 飞行器进气道面积  $A_0$ 。
- 2) 2 个引射火箭几何参数:  $\varphi^*$  和  $\varphi_s$ 。
- 3) 初始轨道角度  $\theta_0$  和海拔高度  $y_0$ 。
- 4) 9 段攻角  $\alpha: \alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_9$ 。

5) 8段引射火箭总压  $p_{ip} : p_{OR1}, p_{OR2}, \dots, p_{OR8}$ ; 因为此时发动机进入双燃烧室超燃模态,故  $p_{OR9} = 0$ 。

轨道设计的目的是找到一组设计参数使得飞行器达到巡航点设计参数(飞行马赫数  $Ma_c = 6$ , 飞行高度  $y_c = 26$  km, 轨道倾角为0)时,剩余质量最大。飞行速度达到巡航马赫数  $Ma_c$  时轨迹仿真结束,并计算误差,误差方程定义为:

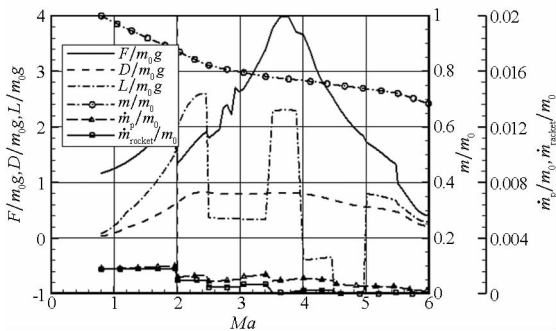
$$\delta = |y - y_c| + |\theta| \quad (18)$$

通过求解函数(18)的最小化问题,即可得到一条符合条件的轨迹(可行解)。采用 MATLAB 提供的遗传算法工具包求解轨迹可行解。

轨道优化的目的是找出剩余质量最大的一条轨迹及其对应的一组设计参数。采用 Isight8.0 进行了轨道优化计算。

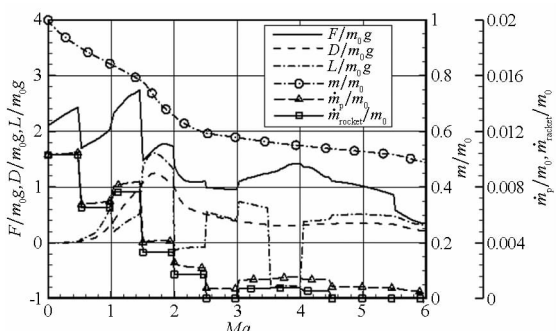
### 3.2.1 空中发射与地面发射

当飞行器从地面发射时,由于飞行速度较低,飞行器的升力不足以克服重力,必须采用较大的初始飞行轨道倾角,利用发动机的推力来克服重力。这样就大大增加了推进剂的消耗速度。以初始飞行角  $\theta_0$  取值范围  $0^\circ \sim 90^\circ$ 、初始飞行高度  $y_0 = 0$  km、初始马赫数  $Ma_0 = 0$  开展优化设计,并与空中发射方式( $y_0 = 11$  km,  $Ma_0 = 0.8$ ) 进行对比。优化计算结果表明空中发射和地面发射最优初始飞行角度  $\theta_0$  分别为  $-0.2^\circ$  和  $86^\circ$ , 如图8所示。



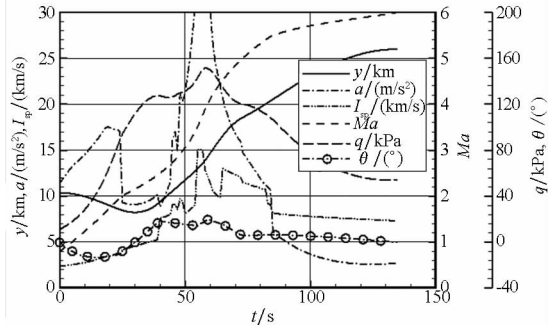
(a) 参数随  $Ma$  的变化曲线( $\theta_0 = -0.2^\circ$ )

(a) History of parameters versus Mach number( $\theta_0 = -0.2^\circ$ )



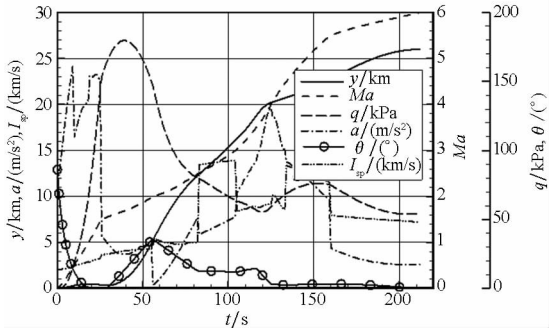
(b) 参数随  $Ma$  的变化曲线( $\theta_0 = 86^\circ$ )

(b) History of parameters versus Mach number( $\theta_0 = 86^\circ$ )



(c) 参数随飞行时间的变化曲线( $\theta_0 = -0.2^\circ$ )

(c) History of parameters versus flight time ( $\theta_0 = -0.2^\circ$ )



(d) 参数随飞行时间的变化曲线( $\theta_0 = 86^\circ$ )

(d) History of parameters versus flight time ( $\theta_0 = 86^\circ$ )

图8 空中发射与地面发射的最优轨迹

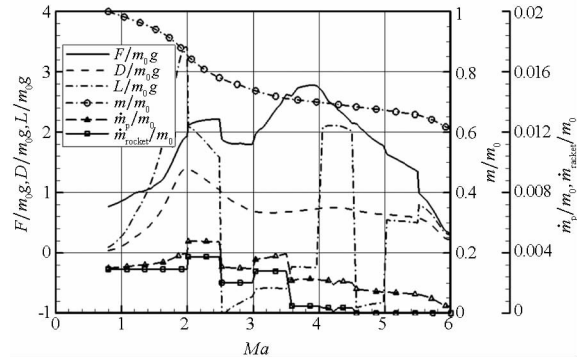
Fig. 8 Optimal trajectories of the vehicle for air launch and surface launch

从图8可以看到,当马赫数小于2.5,飞行器处于引射模态。为了抵消重力影响,地面发射时引射火箭秒流量  $\dot{m}$  与火箭初始质量  $m_0$  的比值远远大于空中发射,分别为0.01和0.003。随着引射火箭总压减小,工作模态转为引射亚燃和双燃烧室亚燃模态,减少了燃料消耗且提高了燃料比冲。当马赫数大于5.5,发动机处于双燃烧室亚燃模态,推进剂比冲变化范围为7~8 km/s。最终,在215 s时刻,飞行器达到海拔26 km高度,速度达到6.0马赫,之后转入巡航状态。在达到巡航状态时刻,空中发射和地面发射的剩余质量与初始质量的比值分别为0.68和0.49,空中发射在加速段消耗的推进剂相比地面发射仅占63%,也就是说可以节省约37%的推进剂,而这些节省的推进剂可以用来提高飞行器巡航距离或者替换为有效载荷质量。

### 3.2.2 空中发射时初始轨道倾角 $\theta_0$ 的影响

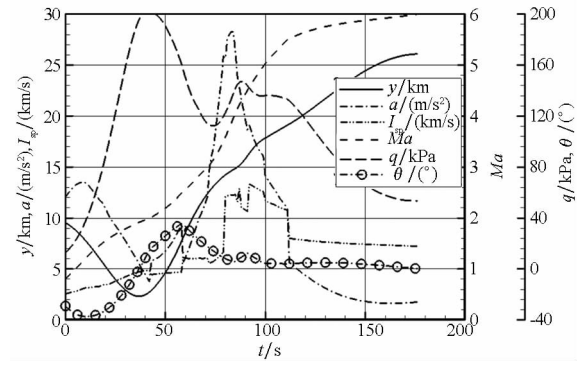
针对初始飞行轨道倾角  $\theta_0$  对飞行器轨迹参数和飞行器性能的影响开展了研究,图9给出了  $\theta_0$  为  $-29^\circ$ 、 $-12.5^\circ$  和  $6.4^\circ$  时的飞行器性能和轨迹参数。总的来说,初始飞行轨道倾角越小,动压越大,最低轨道高度越小。

优化计算获得的可行解如图 10 所示。当  $-20^\circ \leq \theta_0 \leq 3^\circ$ ,  $m/m_0$  变化范围为 0.675 ~ 0.681,



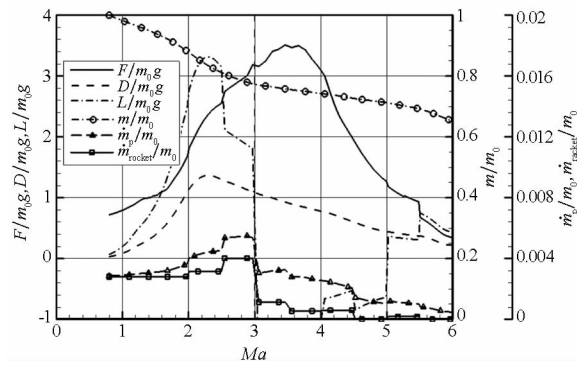
(a) 参数随  $Ma$  的变化曲线 ( $\theta_0 = -29^\circ$ )

(a) History of parameters versus Mach number ( $\theta_0 = -29^\circ$ )



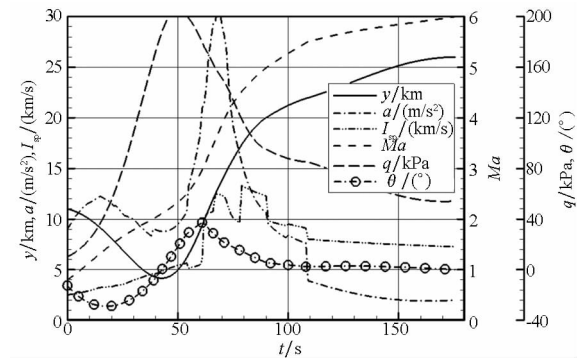
(b) 参数随飞行时间的变化曲线 ( $\theta_0 = -29^\circ$ )

(b) History of parameters versus flight time ( $\theta_0 = -29^\circ$ )



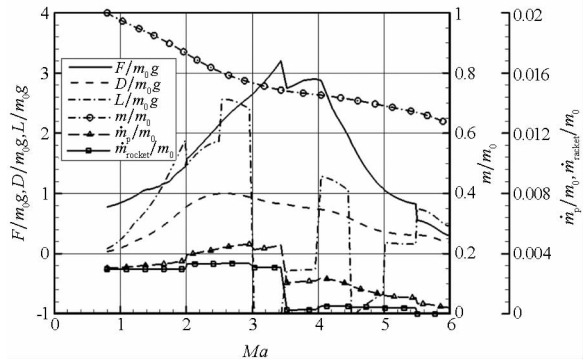
(c) 参数随  $Ma$  的变化曲线 ( $\theta_0 = -12.5^\circ$ )

(c) History of parameters versus Mach number ( $\theta_0 = -12.5^\circ$ )



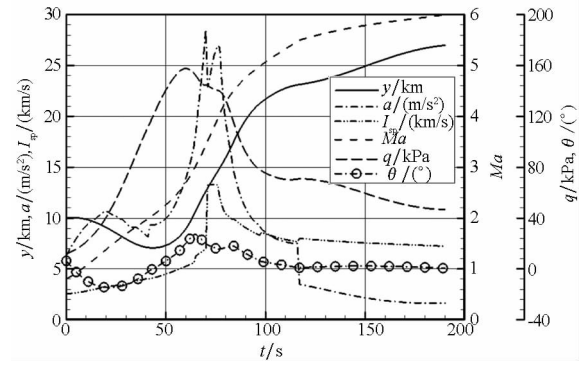
(d) 参数随飞行时间的变化曲线 ( $\theta_0 = -12.5^\circ$ )

(d) History of parameters versus flight time ( $\theta_0 = -12.5^\circ$ )



(e) 参数随  $Ma$  的变化曲线 ( $\theta_0 = 6.4^\circ$ )

(e) History of parameters versus Mach number ( $\theta_0 = 6.4^\circ$ )



(f) 参数随飞行时间的变化曲线 ( $\theta_0 = 6.4^\circ$ )

(f) History of parameters versus flight time ( $\theta_0 = 6.4^\circ$ )

图 9  $\theta_0$  对飞行器性能和轨道参数的影响

Fig. 9 Effect of initial angle  $\theta_0$  on the vehicle performance and trajectory parameters

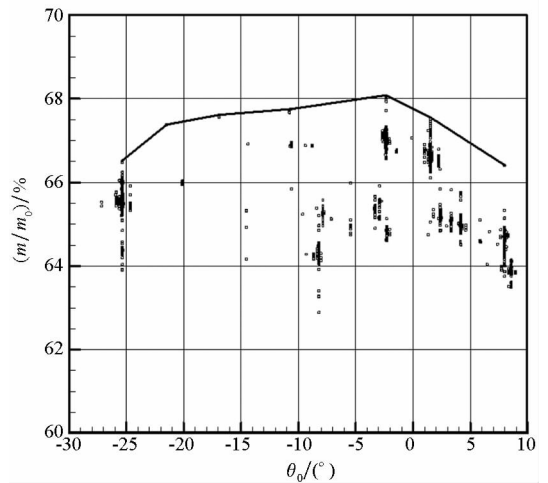


图 10 可行解分布

Fig. 10 Feasible solutions distribution

$m/m_0$  误差小于 1%。这说明实际飞行时投放角度可以允许有一定的误差范围, 具有较强鲁棒性。

当  $\theta_0 \leq -20^\circ$  或  $\theta_0 \geq 3^\circ$  时,  $m/m_0$  急剧下降。可以得到结论, 在  $\theta_0$  为  $-5^\circ \sim 0^\circ$  时,  $m/m_0$  负增长且存在最优值, 最优值大于 68%。

## 4 结论

主要对多模态 RDCRC 发动机为动力的临近空间飞行器概念进行研究,对比了空中发射和地面发射。在考虑到引射混合增强的情况下,飞行器在低速段宜充分利用重力加速来提高性能,得出以下结论:

1)为了充分利用引射增强,飞行器最好采用空中发射,以缩短低动压、低推力增强的工作时间,减少飞行器的推进剂消耗;

2)选用略倾斜向下的初始飞行器轨迹倾角,以利用重力和发动机推力的联合作用,获得更大的加速度,在尽可能短的时间内获得较高的飞行速度和动压,之后利用高动压情况下较高的升力和引射推力增强实现转弯和加速爬升;

3)飞行器进一步爬升至巡航点的过程中,可以根据弹道优化设计选择高推重比、较低推进剂比冲效率的引射亚燃模态,或是较低推重比、高推进剂比冲效率的双燃烧室亚燃模态。

## 参考文献 (References)

- [1] Huang W, Wang Z G, Jin L, et al. Effect of cavity location on combustion flow field of integrated hypersonic vehicle in near space [J]. *Journal of Visualization*, 2011, 14 (4): 339 - 351.
- [2] Huang W, Ma L, Wang Z G, et al. A parametric study on the aerodynamic characteristics of a hypersonic waverider vehicle[J]. *Acta Astronautica*, 2011, 69 (3/4): 135 - 140.
- [3] Huang W, Wang Z G. Numerical study of attack angle characteristics for integrated hypersonic vehicle[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2009, 30(6): 779 - 786.
- [4] Nakane M, Kobayashi D, Yoshida H, et al. Feasibility study on single stage to orbit space plane with RBCC engine[C]// *Proceedings of 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2009: AIAA 2009 - 7331.
- [5] Huang W, Luo S B, Liu J, et al. Effect of cavity flame holder configuration on combustion flow field performance of integrated hypersonic vehicle [J]. *Science China Technological Sciences*, 2010, 53(10): 2725 - 2733.
- [6] Huang W, Li S B, Liu J, et al. Investigation on high angle of attack characteristics of hypersonic space vehicle[J]. *Science China Technological Sciences*, 2012, 55(5): 1437 - 1442.
- [7] Bulman M, Siebenhaar A. Combined cycle propulsion: Aerojet innovations for practical hypersonic vehicles [C]// *Proceedings of the AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2011: AIAA 2011 - 2397.
- [8] Kanda T, Kudo K. Conceptual study of a combined-cycle engine for an aerospace plane [J]. *Journal of Propulsion & Power*, 2012, 23(2): 301 - 309.
- [9] Siebenhaar A, Bogar T. Integration and vehicle performance assessment of the Aerojet "TriJet" combined-cycle engine [C]// *Proceedings of AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2009: AIAA 2009 - 7420.
- [10] Wu X Y, Li X S, Ding M, et al. Experimental study on effects of fuel injection on scramjet combustor performance[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2007, 20(6): 488 - 494.
- [11] Choi J Y, Ma F H, Yang V. Combustion oscillations in a scramjet engine combustor with transverse fuel injection[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2005, 30(2): 2851 - 2858.
- [12] Yang V, Li L, Yeol J, et al. Ignition transient in an ethylene fueled scramjet engine with air throttling part I: non-reacting flow development and mixing [C]// *Proceedings of AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010: AIAA 2010 - 409.
- [13] Pastrone D, Sentinella M R. Multi-objective optimization of rocket-based combined-cycle engine performance using a hybrid evolutionary algorithm [J]. *Journal of Propulsion & Power*, 2012, 25(5): 1140 - 1145.
- [14] Foelsche R, Beckel S, Betti A, et al. Flight results from a program to develop a freeflight atmospheric scramjet test technique[C]// *Proceedings of the AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2012: AIAA 2006 - 8119.
- [15] Voland R T, Huebner L D, McClinton C R. X - 43A hypersonic vehicle technology development [J]. *Acta Astronautica*, 2005, 59(1): 181 - 191.