

# 火箭冲压组合发动机的最佳转级马赫数

王友银,唐井峰,常军涛,高 进,鲍 文

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院,黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘 要:**随着组合发动机在可重复使用的高超声速飞行器中广泛应用,组合发动机转级马赫数的选择对于飞行系统的整体性能至关重要。使用飞行仿真模型计算采用火箭冲压组合动力系统的飞行器的飞行过程,研究了不同的加速方案对应的  $0 \sim 6 Ma$  加速过程特性以及影响巡航时间的因素。分析表明转级马赫数越低冲压发动机消耗的燃油量越高,但转级马赫数较高时,火箭发动机的耗油率增加,因此火箭组合发动机存在最佳的转级马赫数。通过对最佳转级马赫数的影响因素进行分析,发现最佳转级马赫数受火箭发动机的比冲影响较大,在宽速域推进系统中使用具有高比冲和推力的火箭将增加高超音速飞行器的巡航时间。

**关键词:**火箭冲压组合发动机;超燃冲压发动机;转级马赫数;燃油消耗量;发动机性能

**中图分类号:**V236 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)06-0046-09

## Optimal stage-transition Mach number of the rocket-ramjet combined engine

WANG Youyin, TANG Jingfeng, CHANG Juntao, GAO Jin, BAO Wen

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** As the combined engine is widely used on the reusable hypersonic vehicle, the selection of transition Mach number of combined engines is significant to the overall performance of the entire flight system. By calculating the flight process of rocket-ramjet combined propulsion system with the flight simulation model, the characteristics of  $0 \sim 6 Ma$  acceleration process and the influence factors of the cruising duration corresponding to different acceleration schemes were analyzed. The analysis showed that lower transition Mach number leads to higher fuel consumption of ramjet engine, but higher transition Mach number leads to higher fuel consumption of rocket engine. So, there is an optimal transition Mach number. The analysis on the influences of transition Mach number showed that the optimal transition Mach number largely depends on the specific impulse of rocket engine, and the high specific impulse and thrust rocket engine of the wide range propulsion system can increase the cruise time of hypersonic vehicles.

**Keywords:** rocket-ramjet combined engine; scramjet; transition Mach number; fuel consumption; engine performance

## 0 引言

X-43A<sup>[1-2]</sup>和 X-51<sup>[3]</sup>飞行器的飞行试验成功表明了以超燃冲压发动机为代表的多项高超声速飞行器关键技术成熟。各国积极开展可重复使用高超声速飞行器的研究,而动力装置是能否实现高超声速飞行的关键技术。为了兼顾安全性、经济性和作战效能的综合要求,高超声速飞行器必须解决从起飞开始,在大气层内经历不同高度,跨越亚声、跨声、超声速直到高超声速的工作范围内均能有效工作的动力问题。然而,现有的吸气式推进装置,如涡轮风扇发动机、涡轮喷气发动机、冲压发动机、超燃冲压发动机等,在不同的飞行速度、高度段内都有其最佳的适用范围和经济性,将不同类型的发动机组合在一起工作是保证高超声速飞行器在宽广的飞行包线范围内高效率可靠工作的关键技术。

组合动力系统一般分为组合推进系统和组合循环推进系统。组合推进系统将不同种类的发动机组合在一起,较为常见的是火箭辅助工作的冲压发动机<sup>[4-5]</sup>。研究者提出了多种组合循环推进系统,如涡轮基组合循环发动机(TBCC)<sup>[6-8]</sup>、空气涡轮火箭/冲压组合循环发动机(ATR)<sup>[9-11]</sup>及火箭基组合循环发动机(RBCC)<sup>[12-14]</sup>等各种组合循环动力系统的设想,并分别针对不同的研究目标,进行了大量研究工作。

研究人员分析对比了多种适用于可循环高超声速飞行器的推进系统。文献[15]的研究表明两级入轨(TSTO)飞行器采用水平起降水平着陆(HTHL)比传统的垂直起飞火箭系统具有显著的运行优势,基于TBCC和RBCC的TSTO飞行器具有相近的性能,但是有效载荷相同时采用TBCC方案时的起飞质量稍大。文献[16]研究了两级入轨的可重复使用飞行器动力,每种组合使用包括纯火箭、纯涡轮、RBCC和TBCC的推进组合。使用ASTROX公司的高超音速系统集成设计环境(HySIDE)软件以飞行器的空载重量和迎风面作为评价吸气式动力系统的指标,有效载荷20 000 lbf,评估结果表明使用吸气式动力系统比纯火箭系统飞行器空载质量和迎风面积小。

张帆等研究了RBCC发动机引射模态的性能对飞行器入轨运载特性的影响,指出火箭引射模态的

比冲并非越大越好,在300~400 s之间存在最佳取值范围,而且推力高于一定值后,对有效载荷的增益越来越小<sup>[17]</sup>。陈军等通过数值模拟的方法指出引射模态的引射比和抵抗反压能力相互矛盾,不应以引射比为唯一目标<sup>[18]</sup>。Caldwell等也对入轨系统进行了研究,发现竖直起飞水平降落系统相比水平起降系统具有更小的质量,轨道燃料转换可以减小HTHL系统的空载质量,加力涡轮的安装推重比增加将引起HTHL系统的空载质量迅速减小<sup>[19]</sup>。Brock研究了5种分别由火箭发动机、涡轮喷气发动机和火箭联合循环发动机推动的固定重量的两级入轨的可重复使用飞行器性能,指出水平起降系统第一级采用涡喷发动机和第二级采用火箭发动机时,有效载荷是只采用火箭发动机数值起飞时的3倍<sup>[20]</sup>。只采用火箭发动机时进入轨道的有效载荷的比重较大,采用RBCC方案时,由于无效质量较大,没有足够的燃料将飞行器送入轨道。

Nilsen等着重研究了各种可重复使用飞行器系统的分离条件,包括滑行、高度、马赫数和动压<sup>[21]</sup>。使用轨迹模拟优化程序(POST),分析火箭-火箭、涡轮喷气-火箭和涡轮机联合循环-火箭方案,表明传统的火箭方案在较高海拔高度、相应较高的马赫数与较低的动态压力下能够提供更多的有效负载质量。随着分段的高度增加和压力下降,吸气式可重复使用的飞行器没有获得有效载荷增益。目前的研究大多集中在组合动力系统以及动力系统特性上,对组合动力系统的评价多为针对两级入轨的可重复使用飞行器,仅评估组合动力方案的可行性,且提供的方案多为现有或潜在的组合动力系统,对比研究有效载荷或者起飞质量等参数。这个过程为先有动力系统后根据飞行任务评估,很难为给定任务的飞行器进行选择动力系统作指导。

RBCC方案中的火箭引射模态具有较大的工作马赫数范围,一般均在马赫数2~3.5左右<sup>[22-23]</sup>,而冲压发动机的开始工作马赫数较高,并没有关注冲压发动机的最低工作马赫数减小的情况。如果采用变几何冲压发动机则可以将冲压发动机的开始运行马赫数降低到2以下,冲压发动机可以从较小的马赫数开始工作时,由于火箭和冲压发动机消耗燃料量随着马赫数变化的趋势相反,研究转级点的选取很有意义,这将为组合动力系统发动机的工作

范围、转级马赫数大小等做出指导性的建议。

推进系统的首要功能是产生一定的推力,以保证飞行器能够完成预定的任务,这对发动机设计提出了一定的性能要求。发动机工作过程中需要消耗大量推进剂,而推进剂质量是飞行器总体质量的一个重要组成部分,推进剂质量分数的高低决定了总体方案的成本、复杂度以及可行性等关键参数,因此在给定任务要求的前提下必须对推进剂质量需求予以合理评估。

## 1 高超声速飞行器飞行过程模型

### 1.1 飞行动力学模型

建立高超声速飞行器飞行仿真模型的目的是计算高超声速飞行器的巡航时间,以确定起飞能力和转级马赫数。因此,飞行动力学模型不涉及具体的飞行控制等问题,只关心飞行器阻力和加速度。假设飞行高度与其马赫数相对应,若飞行攻角足够小,则输出推力与速度方向相同。飞行器水平起飞,利用火箭动力加速至转级马赫数,然后以冲压发动机为动力,继续加速至巡航马赫数。最后,飞行器以一定的高度和马赫数巡航,直到携带的燃料耗尽后滑向地面。在飞行过程中,飞行器阻力和瞬时安装的发动机推力与瞬时飞行器速度方向相同。飞行器的升力和阻力由其无量纲升阻系数和参考面积决定。首先,飞行器的升力和阻力可以表示为

$$L = C_L \left( \frac{1}{2} \rho v^2 \right) S_{\text{ref}} \quad (1)$$

$$D = C_D \left( \frac{1}{2} \rho v^2 \right) S_{\text{ref}} \quad (2)$$

式中: $C_L$ 、 $C_D$  分别为无量纲的升力和阻力系数; $\rho$  为空气密度; $v$  为飞行速度; $S_{\text{ref}}$  为飞行器的参考面积。由牛顿第二定律,轴线方向上飞行器的瞬时速度变化(加速度)为

$$a = \dot{m}_f g I_{\text{sp}} \quad (3)$$

式中: $\dot{m}_f$  为火箭发动机的推进剂流量; $g$  为重力加速度; $I_{\text{sp}}$  为发动机的比冲。而火箭发动机推进剂的流量可以表示为

$$\dot{m}_f = \frac{F_0}{I_{\text{sp}} g} \quad (4)$$

式中: $F_0$  为火箭发动机的推力。而对于宽域冲压发动机,其燃油流量可写作空气流量与当量比的乘

积,即

$$\dot{m}_f = \dot{m}_a f \quad (5)$$

因此飞行器的质量可以表示为

$$m(t) = M_0 - \int_0^t \dot{m}_f dt \quad (6)$$

式中: $M_0$  为初始质量; $t$  表示飞行时间。通过牛顿第二定律可知飞行器的轴向加速度可以表示为

$$m(t) \frac{dv}{dt} = F - D - m(t) g \sin \theta \quad (7)$$

式中: $F$  与  $D$  分别为飞行器的推力与阻力; $\theta$  为飞行攻角。则飞行器的总加速度为

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F - D}{m(t)} - g \sin \theta \quad (8)$$

因此,飞行器的速度的计算式为

$$v = \int_0^t \frac{F - D}{m(t)} dt - g \sin \theta t + v_0 \quad (9)$$

由式(9)可以看出,影响加速过程的因素有飞行器的起飞质量、飞行器阻力、起飞速度、攻角和动力系统推力、比冲性能等。由飞行器的加速度积分可以获得飞行器的速度大小,由假设飞行过程按照既定的轨迹也就获得了飞行速度和飞行动压/飞行高度的关系,从而获得飞行器所处的环境条件,通过插值可以获得飞行器的阻力等参数,这样可以通过限制约束飞行过程中的可用燃油量(装载燃油量)大小来限制飞行过程的总时间、里程。

本文研究的可以水平起降的高超声速飞行器采用火箭与宽域冲压组合的动力系统(rocket and wide-range-ramjet combined propulsion system, RWRR 组合动力系统),火箭与冲压发动机模型独立,各个发动机件性能相互不影响,而且所有方案中飞行器均为水平起飞。假定火箭发动机工作时燃油流量不变,燃料消耗速率可以由火箭发动机的推力以及比冲性能计算。飞行器的气动阻力由工程数据折算而来,为了研究阻力对转级马赫数以及巡航时间的影响,对最大阻力出现的马赫数位置进行了适当的修正。

### 1.2 仿真输入参数

计算模型采用了能够从马赫数 1.5 开始工作的宽域变几何冲压发动机以及比冲 200 ~ 390 s、起飞推力系数 0.5 ~ 1 的火箭发动机。模型中火箭发动机的推重比取 50,冲压发动机的推重比为 15;总飞行器质量 15 t,飞行器结构、热防护、有效载荷、测控

系统、起飞着陆系统、导航飞控、能源电气和燃料附件等结构质量为 6.5 t,由发动机的推力可以估算发动机的质量,预估飞行器的燃料量和贮箱质量,根据不同的参数进行仿真计算。火箭冲压组合方案采用液氧煤油火箭发动机,火箭发动机消耗氧化剂质量在 2~3 t 之间,估算液氧贮箱质量为 0.8 t。选定火箭推力为 15 t,冲压发动机推力为 6 t,估算出冲压发动机的质量为 0.4 t,火箭发动机的质量为 0.3 t,能装载燃油和液氧共计 7 t。

由于火箭发动机消耗燃油量大,而冲压发动机在低马赫数时所能提供的推力和加速度较小,所使用冲压发动机在低马赫数推进时需要的加速时间较长,过早的转级会大大增加冲压发动机的燃油消耗量。将组合发动机由火箭工作模态转变为冲压工作模态的马赫数定义为转级马赫数,转级马赫数过大则会导致火箭发动机的燃油消耗量大,总巡航时间缩短。因此,在基于宽马赫数运行的变几何冲压发动机的火箭冲压组合动力系统中存在最佳的转级马赫数,使得在加速过程中系统消耗的燃料量最小。

计算所得的变几何冲压发动机性能数据相对于全可调冲压发动机的性能较差,这是由于计算数据中的尾喷管并不能全部调整到完全膨胀。而在几何调整中低马赫数下存在几何喉道,变几何冲压发动机的性能较好。如图 1 所示,火箭发动机可在 0~3 Ma 运行,而宽域冲压发动机可以在 1.5 Ma 时开始运行。此外,高超声速飞行器的气动数据由 X-43A 的气动数据缩比而来,其阻力系数随飞行马赫数的变化如图 2 所示。

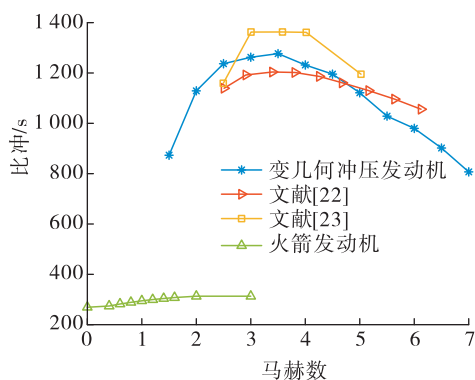


图 1 火箭冲压组合方案系统的性能

Fig. 1 Performance of rocket-ramjet combined engines

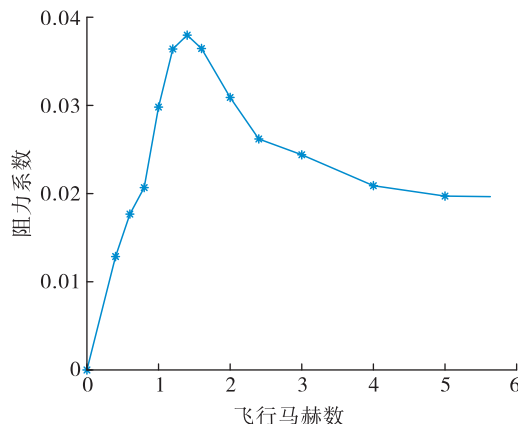


图 2 飞行器阻力系数随飞行马赫数的变化

Fig. 2 Variation of drag coefficient with flight Mach number

## 2 转级马赫数对巡航时间的影响

当液氧与碳氢燃料装载质量为 7 t 时,在火箭和冲压组合方案中,随着转级马赫数由 1.7 增加至 2.4,火箭发动机消耗的燃料量增加约 250 kg,液氧消耗增加约 600 kg。但由于冲压发动机开始工作的马赫数较高,低速段的加速度大,加速时间短,使得冲压发动机消耗的燃料大大减小。转级马赫数为 1.7 时,加速时间增加约 250 s,冲压发动机消耗的燃料增加约 800 kg,最终导致可巡航时间减小。

影响飞行器巡航时间的直接因素为装载的燃油量的多少,任何能够影响到装载燃油量的因素都将对最终的巡航时间造成影响。考虑方案中液氧的装载量随着不同情况发生变化,液氧的装载量设为比实际加速过程中消耗液氧的质量多 5%。当液氧量减小时,装载燃油总量增加,但巡航时间增加。考虑装载份额的不同,发现随着转级马赫数的增加,飞行器所能巡航的时间先增加后减小,在约 1.8 Ma 时进行转级能巡航最长的时间。基于此种现象,提出了最佳转级马赫数的概念,其定义为最佳转级马赫数是飞行器巡航时间最长时对应的转级马赫数,即飞行器加速到巡航马赫数时剩余燃料量最多的情况所对应的转级马赫数。

图 3~图 6 分别给出了火箭冲压组合方案飞行器从地面起飞过程中的马赫数、剩余燃油、加速度质量和火箭发动机的燃油消耗量,可以发现,转级马赫数越低,所需要加速的时间(火箭加速+冲压

加速)越长,所能工作的时间随着转级马赫数的增加先增大后减小。其中图 5 为不同转级马赫数对应的加速度随马赫数的变化,可以看出转级马赫数对总体加速度的变化影响不大。这是由于在推力大致相同的条件下,燃油消耗的质量占比较小,转级马赫数带来的剩余燃油的质量变化对飞行器总质量的影响不大,所以对每个马赫数下的加速度影响较小。

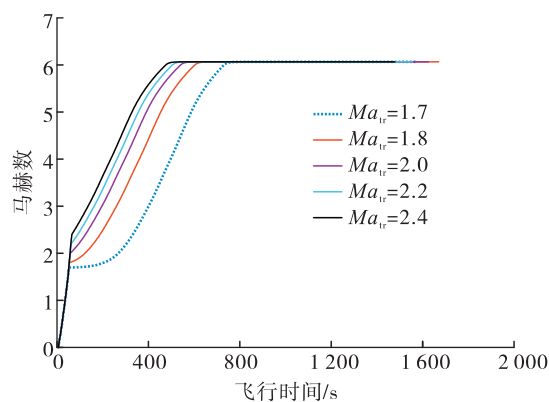


图 3 火箭冲压组合方案飞行过程仿真

Fig. 3 Simulation of RWRR propulsion system hypersonic vehicle flight process

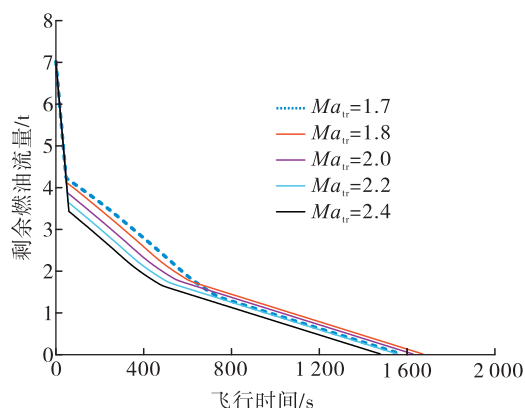


图 4 火箭冲压组合方案飞行时燃油余量变化

Fig. 4 Remaining fuel during hypersonic vehicle flight process

最佳转级马赫数是火箭和宽域冲压发动机在不同马赫数范围内工作而导致的不同推进剂加载方案和消耗的结果。飞行器在马赫数 1.4 ~ 1.6 之间时阻力最大,而此时冲压发动机的推力与比冲很小。如果在此时发生转级,冲压发动机所能提供的加速度减小,飞行器的加速时间变长,使用冲压发动机加速需要的时间与燃料远高于使用火箭发动

机时所需的时间与燃料。

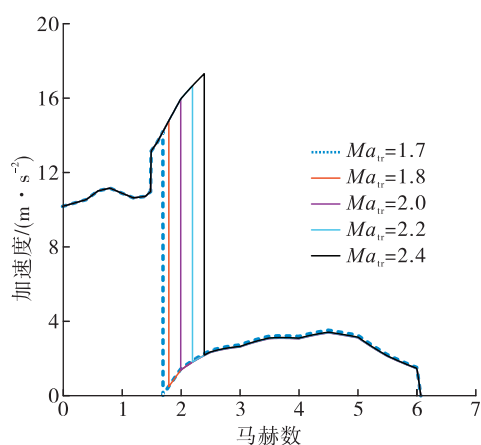


图 5 火箭冲压组合方案飞行时加速度变化

Fig. 5 Acceleration of the vehicle at different Mach number

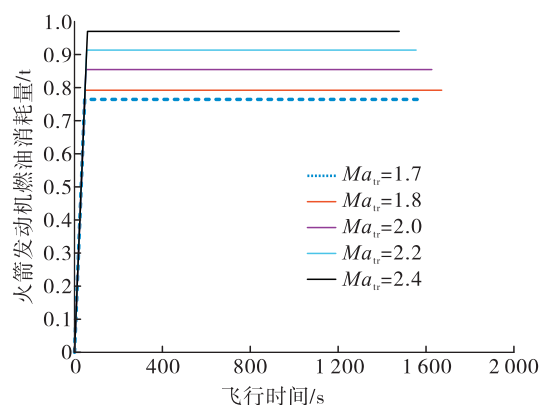


图 6 火箭冲压组合方案飞行时火箭消耗燃油量

Fig. 6 Fuel consumption of RWRR scheme during hypersonic vehicle flight process

图 7 和图 8 为 1.7 ~ 2.5 Ma 加速阶段的油耗和燃料装载等参数变化情况。随着转级马赫数增加,在转级前火箭发动机消耗的燃料增多,但在转级后的加速过程中宽域冲压发动机燃料消耗量迅速减小,这使得整个加速过程总的消耗燃料量在转级马赫数较大时较低。由于随着转级马赫数的增加火箭发动机消耗的液氧量增多导致飞行器所能够携带的煤油质量减小,加速过程中燃油消耗量以及载油总量随着转级马赫数的下降程度不同,导致了加速后剩余燃油质量呈现先增加后减小的趋势,相应的巡航时间也将会先增大后减小。加速后剩余的燃料可用于支持高超音速飞行器的巡航时间或额外的有效载荷,如

果冲压发动机可以在非常低的马赫数下工作,RWRR 推进系统就存在一个最佳的转级马赫数,以使飞机获得最大的巡航时间或有效载荷。

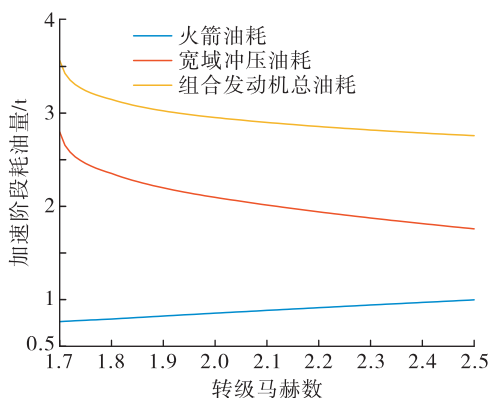


图 7 飞行器加速过程中燃料消耗情况

Fig. 7 Fuel consumption during the acceleration process under different transition Mach numbers

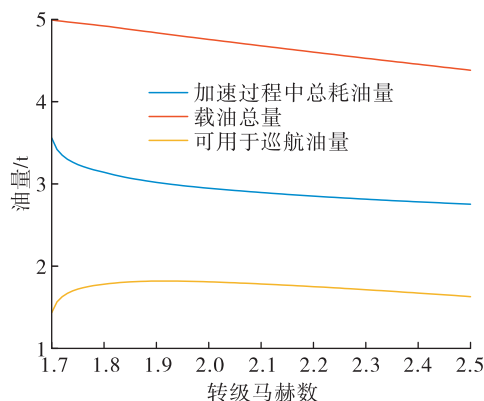


图 8 燃油装载量、燃油量和剩余燃油情况

Fig. 8 Weight of fuel initially loaded, consumption in accelerating process and remaining after acceleration

### 3 最佳转级马赫数的影响因素

为了研究最佳转级马赫数的影响因素,引入比冲系数  $k_{isp}$  以表示火箭发动机的比冲与参考状态比冲的倍数,通过改变  $k_{isp}$  获得一系列不同的比冲的火箭发动机。图 9 与图 10 为转级后的巡航时间和加速时间在不同转级马赫数和比冲特性下的变化。在转级马赫数相同的情况下,火箭发动机比冲性能的提高导致转级后的加速时间和巡航时间增加;在输出推力相同的情况下,性能更好的火箭发动机消耗的推进剂质量减少,可装载的煤油质量增加。模

态转换后剩余燃油量增加,宽域冲压发动机在相同飞行马赫数下提供的加速度减小,从而使高超声速飞行器加速到  $6 Ma$  的时间增加。当火箭发动机比冲性能相同时,不同的转级马赫数对应的巡航时间存在一个峰值,即 RWRR 推进系统有一个最优的转级马赫数,使飞行器获得最大的巡航时间。

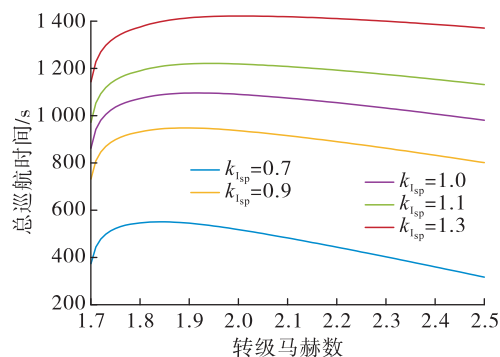


图 9 最长巡航时间随转级马赫数的变化

Fig. 9 Variation of the maximum cruise time with transition Mach number

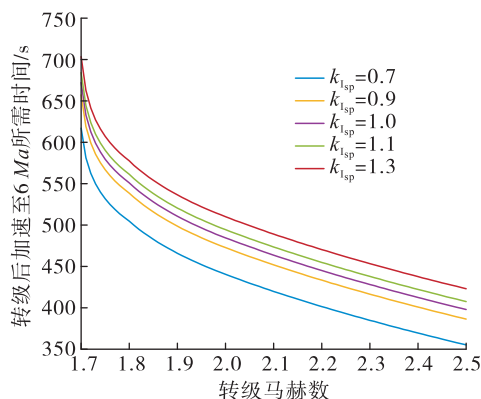


图 10 转级后的加速时间随转级马赫数的变化

Fig. 10 Acceleration time after mode transition

#### 3.1 火箭发动机的推力和比冲

引入系数  $K_{FR}$  以表示火箭发动机的推力与参考状态推力的比值,并通过改变  $K_{FR}$  获得一系列不同推力的火箭发动机。火箭发动机的推力大小对最佳的转级马赫数影响较小,但高超声速飞行器的巡航时间会随着火箭发动机推力和比冲的增加而增加。以火箭发动机为动力时,火箭发动机推力的增加会使飞行器的加速度随之增加,从而减少整个飞行器在加速过程中消耗的燃料量,增加有效载荷或巡航时间。单纯的火箭发动机比冲性能的提高可以降低火箭发动



机的燃料消耗率,使火箭发动机的工作时间更长。如图 11 所示,如果火箭发动机比冲系数从 0.7 增加到 1.3,最佳转级马赫数将从 1.84 增加到 2。

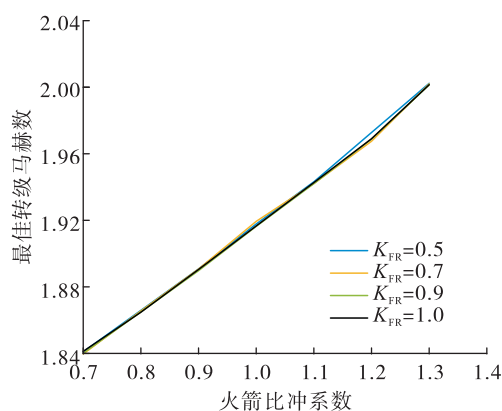


图 11 最佳转级马赫数随着火箭发动机推力和比冲变化规律

Fig. 11 Optimal transition Mach number changes with rocket engine thrust and specific impulse

火箭发动机相较于  $K_{FR} = 1$  时推力的减小导致加速时油耗率降低,但火箭发动机会获得更久的加速时间,导致模式转换前推进剂消耗增加,所以最佳转级马赫数不会增加。而冲压发动机在低马赫数时推力的不足又导致转级马赫数难以降低。总而言之,在不同的火箭发动机推力下,最优转级马赫数的变化是非常有限的。增加火箭发动机推力会增加巡航时间,但是起飞推重比从 0.5 增加到 1 的过程中飞行器巡航时间的增加率逐渐降低。如图 12 所示,当增加  $K_{FR}$  到 0.9 左右时,巡航时间几乎不再增加。

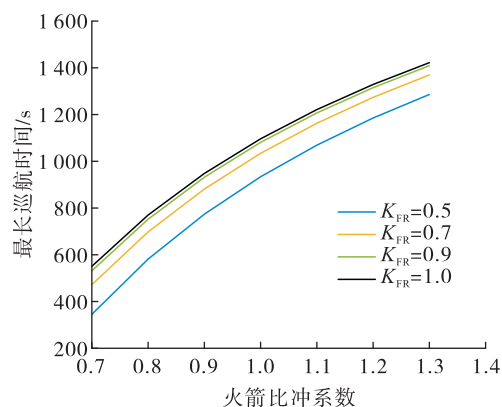


图 12 转级后的加速时间随转级马赫数的变化

Fig. 12 Maximum cruise time under the optimal transition Mach number changes with rocket engine thrust and specific impulse

### 3.2 飞行器的起飞马赫数

如图 13 和图 14 所示,随着飞行器起飞马赫数的增加,飞行器动力系统的最佳转级马赫数增加,并可以巡航较长的时间。但图 14 表明当起飞马赫数增加到 0.6 Ma 后,巡航时间增加的有限。这是由于在起飞时总质量未变的前提下,起飞马赫数的增加导致相同飞行马赫数下相同推力所能提供的加速度变小,加速时间变长,燃油消耗量更多。

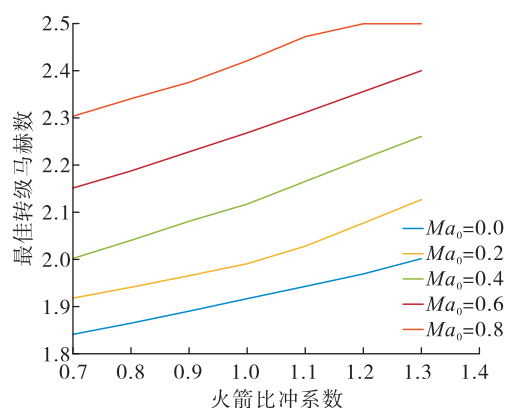


图 13 不同起飞马赫数下最佳转级马赫数的变化规律

Fig. 13 Optimal transition Mach number changes with rocket engine specific impulse and the vehicle takeoff Mach number

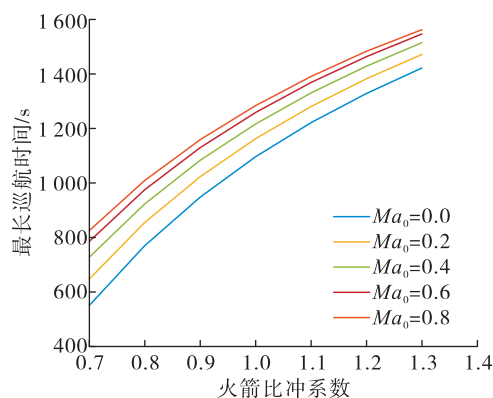


图 14 不同起飞马赫数下最长巡航时间的变化规律

Fig. 14 Maximum cruise time under the optimal transition Mach number changes with rocket engine thrust and specific impulse

## 4 结论

采用组合推进技术的可重复使用的高超声速飞行器可以同时满足高超声速加速、巡航和空间运输的要求,成为许多国家的研究热点。组合推进系

统转级马赫数的选择将影响整个任务,包括燃料装载量和巡航时间。通过研究使用 RWRR 推进系统的可重复使用高超音速飞行器的巡航时间特性,发现在起飞质量相同的情况下,存在一个最佳转级马赫数可使 REWRR 组合发动机推进的飞行器的巡航时间最大,并研究了最佳转级马赫数的形成原因和影响因素。

研究发现随着转级马赫数的增加,火箭发动机的加速过程会消耗更多的燃料和氧气,而冲压发动机在加速过程中消耗的燃料量迅速减少。RWRR 组合推进系统在  $1.8 \sim 2 Ma$  之间存在最佳转级马赫数,随着火箭发动机比冲性能和高超音速飞行器起飞马赫数的增加而增加,但受火箭发动机推力的影响较小,火箭发动机更高的比冲和推力性能会增加飞行器的巡航时间。

最佳转级马赫数的研究为选择火箭冲压发动机组合推进系统的转级马赫数提供了参考,对含有火箭辅助推进的组合动力与高超声速飞行器总体匹配的研究具有重要的意义。

#### 参考文献:

- [1] MOSES P L, RAUSCH V L, NGUYEN L T, et al. NASA hypersonic flight demonstrators: overview, status, and future plans[J]. Acta Astronautica, 2004, 55(3/4/5/6/7/8/9): 619-630.
- [2] VOLAND R T, HUEBNER L D, MCCLINTON C R. X-43A hypersonic vehicle technology development[J]. Acta Astronautica, 2006, 59(1/2/3/4/5): 181-191.
- [3] RONDEAU C M, JORRIS T R. X-51A scramjet demonstrator program: waverider ground and flight test[EB/OL]. [https://www.zhangqiaokeyan.com/ntis-science-report\\_other\\_thesis/02071118633.html](https://www.zhangqiaokeyan.com/ntis-science-report_other_thesis/02071118633.html), 2013.
- [4] TAGUCHI H, MAITA M, YATSUYANAGI N, et al. Air-breather/rocket combined propulsion system research for Japanese SSTO spaceplane[C]//9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Norfolk, VA: AIAA, 1999.
- [5] TAGUCHI H, FUTAMURA H, YANAGI R, et al. Conceptual study of pre-cooled air turbojet/rocket engine with scramjet (PATRES)[EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/Conceptual-Study-of-Pre-Cooled-Air-Turbojet%2FRocket-H.Taguchi-H.Futamura/0557af471c67a0f98de09a4d2a5629d15864a998>, 1999.
- [6] ZUO F Y, HUANG G P, XIA C. Investigation of internal-waverider-inlet flow pattern integrated with variable-geometry for TBCC[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 59: 69-77.
- [7] FOSTER L, SAUNDERS J, SANDERS B, et al. Highlights from a Mach 4 experimental demonstration of inlet mode transition for turbine-based combined cycle hypersonic propulsion[C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta, Georgia: AIAA, 2012.
- [8] SAVINO R, RUSSO G, D'ORIANO V, et al. Performances of a small hypersonic airplane (HyPlane)[J]. Acta Astronautica, 2015, 115: 338-348.
- [9] KAI L, LI J. Performance analysis of solid propellant ATR in augmented mode[C]//21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference. Xiamen, Chian: AIAA, 2017.
- [10] MINATO R. Advantage of ethanol fuel for gas generator cycle air turbo ramjet engine[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 50: 161-172.
- [11] TANATUSGU N, SATO T, NARUO Y, et al. Development study on ATREX engine[J]. Acta Astronautica, 1997, 40(2/3/4/5/6/7/8): 165-170.
- [12] YOUNG D, KOKAN T, TANNER C, et al. Lazarus: a SSTO hypersonic vehicle concept utilizing RBCC and HEDM propulsion technologies[C]//14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Canberra, Australia: AIAA, 2006.
- [13] TOMIOKA S, KOBAYASHI K, SAITO T, et al. Some aspects on hydrocarbon-fueled RBCC engines for a TSTO launch vehicle[EB/OL]. <https://xueshu.baidu.com/usercenter/paper/show?paperid=89c4f69b359a49c97f7e6e55e171f61f>, 2016.
- [14] 刘昊, 王君, 张留欢. SMC 模式下 RBCC 发动机 4 Ma 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 4 Ma operating condition under SMC mode for RBCC engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(2): 27-31.
- [15] CROCKER A, WHITE S, ANDREWS J, et al. Airport to orbit, a comparison of horizontal takeoff RLVs[C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville, Alabama: AIAA, 2003.
- [16] HANK J, FRANKE M, EKLUND D. TSTO reusable launch



- vehicles using airbreathing propulsion [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento California;AIAA,2006.
- [17] 张帆,张会强. RBCC 引射性能对飞行器入轨运载特性影响分析[J]. 火箭推进,2020,46(5):42-47.
- ZHANG F,ZHANG H Q. Influence analysis of RBCC ejector mode performance on transportation capacity of launch vehicle[J]. Journal of Rocket Propulsion,2020,46(5):42-47.
- [18] 陈军,白茜尘. RBCC 引射模态气流抵抗反压能力受掺混程度影响研究 [EB/OL]. (2021-07-09). <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.200916>.
- [19] CALDWELL R,FRANKE M,EKLUND D. Weight analysis of two-stage-to-orbit reusable launch vehicles [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson,Trizona;AIAA,2005.
- [20] BROCK M A. Performance study of two-stage-to-orbit reusable launch vehicle propulsion alternatives [EB/OL]. [https://www.researchgate.net/publication/235052932\\_Performance\\_Study\\_of\\_Two-Stage-To-Orbit\\_Reusable\\_Launch\\_Vehicle\\_Propulsion\\_Alternatives](https://www.researchgate.net/publication/235052932_Performance_Study_of_Two-Stage-To-Orbit_Reusable_Launch_Vehicle_Propulsion_Alternatives),2004.
- [21] NILSEN J,FRANKE M,ANTHENIEN R, et al. Staging variables on two-stage-to-orbit reusable launch vehicles [C]//Space 2005. Long Beach,California;AIAA,2005.
- [22] 王厚庆,何国强,刘佩进. 以 RBCC 为动力的巡航飞行器有效载荷质量敏感性分析[J]. 固体火箭技术,2007,30(2):87-89.
- [23] CHEVALIER A,BOUCHEZ M,LEVINE V, et al. French-Russian partnership on hypersonic wide range ramjets [C]//Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference. Norfolk,VA;AIAA,1996.
- 
- (上接第 38 页)
- [15] OLDS J R,BRADFORD J E. SCCREAM(simulated combined-cycle rocket engine analysis module):A conceptual RBCC engine design tool [C]//33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia;AIAA,1997.
- [16] BRADFORD J E,OLDS J R. Improvements and Enhancements to SCCREAM, conceptual RBCC engine analysis tool [C]//34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia;AIAA,1998.
- [17] OLDS J R,BRADFORD J E. SCCREAM: A conceptual rocket-based combined-cycle engine performance analysis tool[J]. Journal of Propulsion and Power,2001,17(2):333-339.
- [18] OLDS J R. Launch vehicle systems analysis [EB/OL]. [https://www.researchgate.net/publication/27525887\\_Launch\\_vehicle\\_systems\\_analysis](https://www.researchgate.net/publication/27525887_Launch_vehicle_systems_analysis),1999.
- [19] MCKAMEY R,LANDRUM D. A one-dimensional engineering model for the evaluation of rocket-based combined cycle engine performance [C]//37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston,Virginia;AIAA,2001.
- [20] 黄生洪,何洪庆,何国强,等. 火箭基组合循环(RBCC)推进系统概念设计模型[J]. 推进技术,2003,24(1):1-5.
- [21] LEHMAN M,PAL S,SANTORO R. Experimental investigation of the RBCC rocket-ejector mode [C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston,Virginia;AIAA,2000.
- [22] 吕翔,刘佩进,何国强. RBCC 发动机性能分析方法研究[J]. 固体火箭技术,2007,30(2):120-123.
- [23] 吕翔,何国强,刘佩进,等. RBCC 发动机性能分析模型改进方法研究[J]. 固体火箭技术,2010,33(4):387-390.
- [24] OLDS J,BRADFORD J,CHARANIA A, et al. Hyperion: an SSTO vision vehicle concept utilizing rocket-based combined cycle propulsion [C]//9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston,Virginia;AIAA,1999.
- [25] 安佳宁. RBCC(火箭基组合循环)引射模态研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2011.
- [26] 刘昊,王君. RBCC 发动机火箭推力增益之探讨[J]. 火箭推进,2017,43(1):18-23.
- LIU H,WANG J. Discussion of rocket thrust augmentation for RBCC engine[J]. Journal of Rocket Propulsion,2017,43(1):18-23.
- [27] 梁德旺,李博,容伟. 热完全气体的热力学特性及其 N-S 方程的求解[J]. 南京航空航天大学学报,2003,35(4):424-429.
- [28] GORDON S,MCBRIDE B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications [EB/OL]. <https://www.docin.com/p-1743998778.html>,1994.