

# DRBCC 动力飞行器两级入轨运载特性分析

张 帆<sup>1</sup>, 张会强<sup>2</sup>

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;

2. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

**摘要** 为发展 RBCC 动力系统, 同时进一步探索推进性能对入轨有效载荷的影响规律, 对以 DRBCC 为动力的两级入轨飞行器运载特性进行了研究。在给定飞行器构型和飞行剖面基础上, 开展了该飞行器 180 km 近地轨道两级入轨设计。结果表明: 以 DRBCC 飞行器作为第一级, 配合独立火箭动力的第二级, 150 t 级飞行器 180 km 近地轨道的有效载荷为 4.773 t; DRBCC 的推力和比冲与飞行器飞行状态密切相关, DRBCC 在 2.5 Ma 以下时一直工作在混合模态, 而在 2.5 Ma 以上直接转入亚燃冲压模态; 在亚燃和超燃冲压模态, DRBCC 的比冲随马赫数变化较为平缓, 而推力出现了波动, 且在亚燃冲压模态波动较大; 两级入轨过程中, DRBCC 混合模态主要使飞行器完成爬高, 亚燃冲压模态同时用来完成爬高和增速, 超燃冲压模态主要用来增速。

**关键词** DRBCC 动力系统; 推进性能; 运载特性; 两级入轨

**中图分类号** V412 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)05-0032-07

## Analysis on transportation capacity of DRBCC-powered two-stage-to-orbit launch vehicle

ZHANG Fan<sup>1</sup>, ZHANG Huiqiang<sup>2</sup>

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

**Abstract** In order to provide a suggestion for developing rocket-based-combined-cycle (RBCC) system, as well as researching the influence of propulsion performance on payload, the transportation capacity of dual-rocket-based-combined-cycle (DRBCC) powered two-stage-to-orbit (TSTO) launch vehicle was studied. The configuration of the TSTO launch vehicle was designed, and the flight profile was given. Then the TSTO transportation capacity to low-earth-orbit at 180 km was calculated. Results show the 150 t-weight TSTO launch vehicle can achieve payload of 4.773 t for equatorial mission to low-earth-orbit at 180 km with a DRBCC-powered first stage and a rocket engine powered second stage. The propulsion performance of DRBCC is tightly coupled to flight states of the launch vehicle. DRBCC works in hybrid mode under 2.5 Ma and then directly turns into ramjet mode. In ramjet and scramjet mode, specific impulse changes gently along with Mach number, but thrust fluctuates, especially in ramjet mode. During orbit-

收稿日期: 2022-10-08; 修回日期: 2022-11-06

基金项目: 中国博士后科学基金(2018M640140)

作者简介: 张帆(1989—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为飞行器总体设计、组合循环动力。

injecting process, hybrid mode is mainly used to raise height, ramjet mode is used to raise both height and speed, and scramjet mode is mainly used to raise speed.

**Key words** DRBCC propulsion system; propulsion performance; transportation capacity; two-stage-to-orbit

## 0 引言

液体火箭发动机推重比较高,吸气式冲压发动机比冲较高,RBCC(火箭基组合循环动力系统)是集这两类发动机优点于一体的组合循环推进系统,主要有4个典型工作模式:引射、亚燃冲压、超燃冲压和纯火箭模式<sup>[1-2]</sup>。

RBCC推进系统中,引射和超燃冲压均为其关键技术<sup>[3-4]</sup>。以RBCC为动力的飞行器,在起飞阶段推力需求最大,但该阶段由于飞行速度较小,使得引射推力增益较小<sup>[5]</sup>。在超燃冲压阶段,需要该模式工作至马赫数10,但采用传统碳氢燃料的超燃冲压发动机只能工作至马赫数8,马赫数8以上需采用氢燃料<sup>[6-7]</sup>,较难实现RBCC全工作过程采用单一燃料。为突破引射和超燃冲压模式研究中的技术瓶颈,达到推进性能和可实现性之间的平衡,基于液氧/甲烷分级燃烧循环火箭发动机提出了DRBCC(双火箭基组合循环动力系统)方案,分析表明其具有较高的可实现性<sup>[8]</sup>。

采用RBCC动力的飞行器,既可以完成地球轨道单级入轨运载任务,也可以作为地球轨道两级入轨飞行器的第一级。目前为止,美国<sup>[9-11]</sup>、日本<sup>[12]</sup>、德国<sup>[13]</sup>、航天科工三院<sup>[14]</sup>等均提出了具有代表性的RBCC动力地球轨道运输系统设计方案。就目前飞行器结构和材料水平而言,两级入轨飞行器的技

术难度相对较小,容易实现,且相比于单级入轨飞行器,不需要将全部结构质量带入轨道,因而有更高的有效载荷运载系数,是目前研究的重点。本文在DRBCC动力系统方案基础上,开展以其为动力的飞行器180 km近地轨道两级入轨设计和运载特性分析,以期发展可行性RBCC动力系统和认识推进性能对有效载荷的影响规律提供参考。

## 1 计算模型

### 1.1 飞行器构型

飞行器设计为两级入轨,两级气动外形借鉴美国X-43A<sup>[15]</sup>,气动面积分别设计为180 m<sup>2</sup>和40 m<sup>2</sup>,如图1所示,假定结构质量参数分别设计为0.15和0.10。

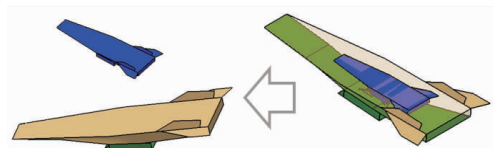


图1 两级入轨飞行器示意图

Fig.1 Layout of the two-stage-to-orbit launch vehicle

### 1.2 飞行动力学方程

飞行器入轨飞行过程计算条件为:①轨迹设计中,飞行器视为质点;②地球为均质圆球,不考虑地球自转影响。

飞行动力学方程为

$$\begin{cases} \frac{dh}{dt} = v \sin \gamma & \frac{d\theta}{dt} = \frac{v \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \varphi} & \frac{d\varphi}{dt} = \frac{v \cos \gamma \sin \psi}{r} \\ \frac{dv}{dt} = \frac{\tau F \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2} + \omega^2 r \cos \varphi (\sin \gamma \cos \varphi - \cos \gamma \sin \psi \sin \varphi) \\ \frac{d\gamma}{dt} = \frac{(\tau F \sin \alpha + L) \cos \beta}{mv} + \cos \gamma \left( \frac{v}{r} - \frac{\mu}{vr^2} \right) + 2\omega \cos \psi \cos \varphi + \frac{\omega^2 r \cos \varphi}{v} (\cos \gamma \cos \varphi + \sin \gamma \sin \psi \sin \varphi) \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{(\tau F \sin \alpha + L) \sin \beta}{m v \cos \gamma} - \frac{v \cos \gamma \cos \psi \tan \varphi}{r} + 2\omega (\tan \gamma \sin \psi \cos \varphi - \sin \varphi) - \frac{\omega^2 r \cos \psi \sin \varphi \cos \varphi}{v \cos \gamma} \\ \frac{dm}{dt} = -\frac{\tau F}{g I_{sp}} \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $F$  和  $I_{sp}$  分别为推进系统最大推力和比冲;  $L$  和  $D$  分别为飞行器的升、阻力;  $h$ 、 $v$ 、 $\theta$ 、 $\varphi$ 、 $\gamma$ 、 $\psi$ 、

$m$  为动力学方程中的状态参数,分别为飞行器飞行高度、速度、经度、纬度、弹道倾角、方位角、质量;  $\tau$

为推力控制系数,用来控制推力大小; $\alpha$ 和 $\beta$ 分别为攻角和侧滑角,用来控制飞行器飞行方向; $t$ 、 $\mu$ 、 $r$ 分别为飞行时间、地球引力常数、飞行器到地心距离(地球半径与飞行器高度之和)。

### 1.3 飞行剖面设计

飞行器水平起飞并完成 180 km 近地轨道入轨,起飞质量为 150 t。第一级由 DRBCC 推进,第二级由液氧/甲烷液体火箭发动机推进,火箭发动机推力和比冲分别为 400 kN 和 360 s。以最少推进剂消耗为目标采用 hp 自适应 Radau 伪谱法进行弹道优化<sup>[16]</sup>,迭代精度 0.01。入轨分以下 3 个阶段。

1) 飞行器在跑道上水平加速至起飞速度 150 m/s,起飞地点为海南文昌(110.95°E, 19.60°N),向东飞行。

2) 飞行器以 DRBCC 为动力加速并爬升,速度达到 10 Ma、高度达到 35 km 时飞行器一级和二级分离,此时飞行器位于赤道平面。

3) 飞行器第二级以火箭发动机为动力继续加速并爬升,直至入轨。

### 1.4 飞行过程约束

推力控制系数在 DRBCC 工作时取值为 1,在二

级火箭发动机工作时取值为 0.1 ~ 1.0。飞行过程中为保证发动机能够正常工作且飞行器结构不被破坏,最大飞行动压  $q$ 、最大法向过载  $n$  和最大驻点热流密度  $Q$  分别不超过 50 kPa、4 和 600 kW/m<sup>2</sup>。

## 2 DRBCC 动力系统及其性能

DRBCC 详细结构与原理见参考文献[8]。DRBCC 基于液氧/甲烷分级燃烧循环火箭发动机技术。对于典型的液氧/甲烷分级燃烧循环火箭发动机,全部甲烷和部分液氧在预燃室中燃烧,产生的富燃预燃气首先用来驱动火箭发动机的涡轮和泵,然后进入主燃烧室与剩余的液氧进行补燃,本文中定义此种状态为全工作模态。同时,本文定义了液氧/甲烷分级燃烧循环火箭发动机的另一种工作模态,即半工作模态。在该模态中只有预燃室工作产生富燃预燃气,主燃烧室不工作。表 1 给出了不同 O/F 比下预燃室产生的富燃预燃气的组成,可以看出其中有大量氢气成分,较高的温度和大量氢气成分使富燃预燃气有与氢气相近的燃烧性能,因而可使用富燃气作为引射源或 8 Ma 以上超音速燃烧的燃料。

表 1 预燃室产生的富燃预燃气

Tab. 1 Fuel-rich gas produced by pre-chamber of rocket engine

O/F 比	室压/MPa	室温/K	燃气组分(摩尔分数)						摩尔质量/(g · mol <sup>-1</sup> )
			CH <sub>4</sub>	H <sub>2</sub>	H <sub>2</sub> O	CO	CO <sub>2</sub>	C	
1.0	10	1 311	0.14	0.46	0.11	0.25	0.03	0.00	13.72
1.5		1 680	0.00	0.52	0.15	0.30	0.03	0.00	13.42

图 2 为 DRBCC 动力系统示意图,主要包括两部分:液氧/甲烷分级燃烧循环火箭发动机和内流动带有分布式引射器的双模态冲压发动机。如上文所述,火箭发动机推力可处于两种工作状态,即全过程工作状态和半过程工作状态。DRBCC 工作在混合模态、纯引射模态、亚燃冲压模态和超燃冲压模态这 4 个模态,其中混合模态和纯引射模态工作于 0 ~ 2.5 Ma,是否由混合模态切换为纯引射模态取决于飞行器对推力需求,亚燃冲压模态工作于 2.5 ~ 6 Ma,超燃冲压模态工作于 6 ~ 10 Ma。

下面分析各模态工作原理和在飞行器几何约束下通过热力循环计算得到的性能。在第一

级飞行器几何外形约束下,发动机进气道入口和尾喷管出口截面积分别为 8.8 m<sup>2</sup>和 31 m<sup>2</sup>。

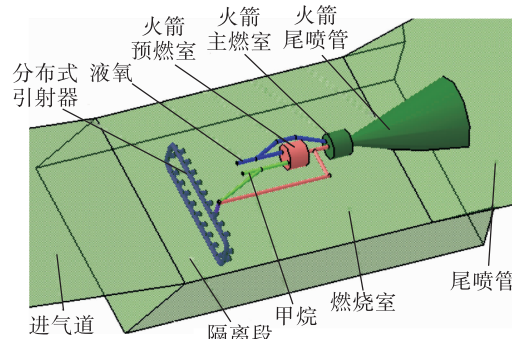


图 2 DRBCC 动力系统示意图

Fig. 2 Layout of the DRBCC system

## 2.1 混合模态和纯引射模态

在混合模态,液氧/甲烷发动机处于全过程工作状态。预燃室产生的一部分富燃预燃气在分布式引射器中进行膨胀作为引射源,并与引射进来的空气混合后燃烧产生引射推力  $F_e$ 。另一部分进入火箭发动机主燃烧室进行补燃,使火箭发动机作为助推火箭工作产生推力  $F_b$ 。引射推力  $F_e$  和助推火箭推力  $F_b$  之和便是此时系统的推力  $F$ ,即

$$F = F_b + F_e \quad (2)$$

定义助推系数  $\delta = F_b/F_t$ ,则系统比冲  $I_{sp}$ 、引射火箭比冲  $I_{spe}$  和助推火箭比冲  $I_{spb}$  之间的关系为

$$I_{sp} = \frac{I_{spb} I_{spe}}{\delta I_{spe} + (1 - \delta) I_{spb}} \quad (3)$$

此时系统的比冲小于 RBCC,大于纯火箭发动机,但却降低了引射火箭推力需求,同时富燃预燃气温度低于传统引射火箭排气温度,使其小型化和热防护需求降低,提高了可实现性。随马赫数提高,引射推力增益逐渐增大,逐渐降低助推火箭的推力,当引射推力增益足够大时,助推火箭停止工作,DRBCC 进入纯引射模态。

在纯引射模态,液氧/甲烷发动机处于半过程工作状态。预燃室产生的富燃预燃气全部供给分布式引射器进行膨胀作为引射源,并与引射进来的空气混合后燃烧产生引射推力。

定义二次流进气道出口马赫数为  $1 Ma$ ,引射火箭基础推力为  $500 \text{ kN}$ ,系统总推力  $F$  在混合模态为  $1.5 \text{ MN}$ ,系统总推力  $F$  在纯引射模态为引射火箭推力,助推火箭比冲为  $320 \text{ s}$ ,预燃室 O/F 比为  $1.5$ ,室压为  $10 \text{ MPa}$ ,计算得到 DRBCC 在混合模态和纯引射模态性能如图 3 所示。

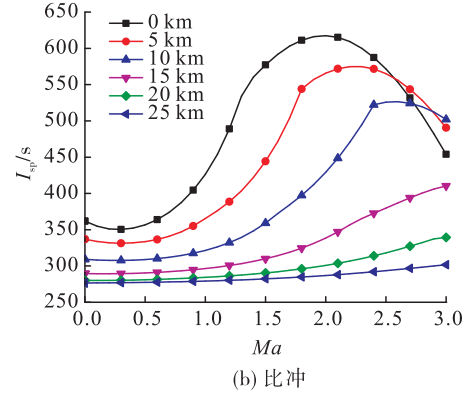
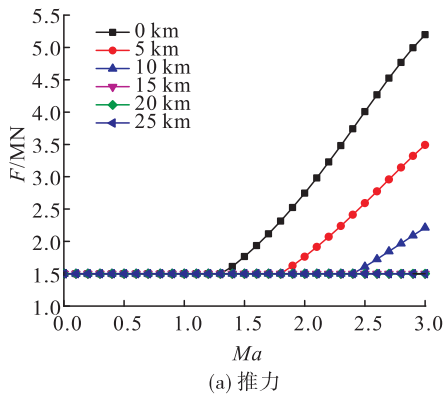


图3 DRBCC 混合模态和纯引射模态性能

Fig.3 Performance of DRBCC hybrid and pure ejector mode

从图 3 可以看出,在飞行高度较低时 ( $0 \text{ km}$ 、 $5 \text{ km}$ 、 $10 \text{ km}$ ),DRBCC 由于引射火箭推力增益较大,由混合模态转为纯引射模态,但在飞行高度较高时 ( $15 \text{ km}$ 、 $20 \text{ km}$  和  $25 \text{ km}$ ),空气密度小导致引射火箭推力增益不够大,DRBCC 一直工作在混合模态。

## 2.2 亚燃冲压模态

液氧/甲烷发动机不工作。引射器喷射甲烷作为亚燃冲压燃料,实现亚燃冲压发动机工作状态。

定义气流在亚燃冲压模态进气道出口马赫数为  $0.3 Ma$ ,计算得到 DRBCC 在亚燃冲压模态性能如图 4 所示。

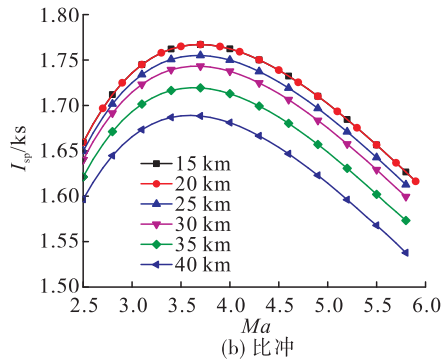
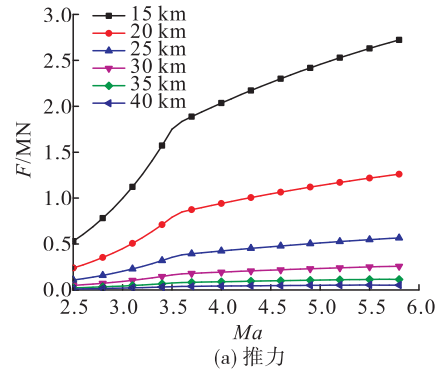


图4 DRBCC 亚燃冲压模态性能

Fig.4 Performance of DRBCC ramjet mode



2.3 超燃冲压模态

液氧/甲烷发动机处于半过程工作状态。预燃室产生的富燃预燃气作为冲压燃料,降低超燃冲压技术难度。

定义气流在超燃冲压模态进气道出口马赫数为  $2 \sim 3\text{ Ma}$  (对应来流马赫数  $6 \sim 10\text{ Ma}$ ), 预燃室 O/F 比为 0.5, 室压为 10 MPa。同时限定燃烧室出口静温 3 000 K, 低于 3 000 K, 燃烧室为当量比燃烧, 达到 3 000 K 后, 转为贫燃燃烧。计算得到 DRBCC 在超燃冲压模态性能如图 5 所示。比冲曲线和推力曲线在高空一定马赫数范围内会出现数值突然下降, 是由于燃烧室出口温度达到 3 000 K, 燃烧由当量比燃烧转为贫燃燃烧, 燃料消耗减少, 加热量减少, 从而导致推力和比冲下降。

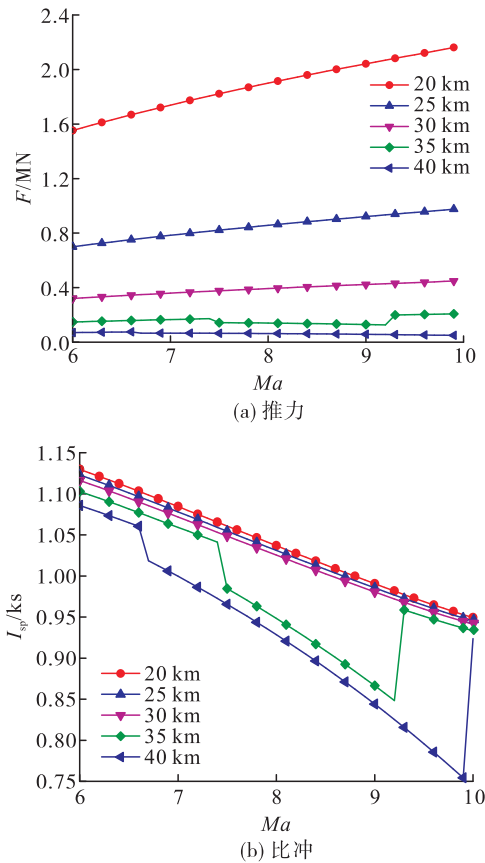


图5 DRBCC 超燃冲压模态性能  
Fig.5 Performance of DRBCC scramjet mode

3 结果与分析

图 6 为飞行器入轨飞行轨迹。表 2 所示为两级

入轨过程的总飞行时间、总推进剂消耗、有效载荷、有效载荷系数以及入轨点的经度和纬度。150 t 起飞质量加速至两级分离前质量剩余 46.217 t, 包括一级结构质量 18.315 t 和第二级起飞质量(结构 + 推进剂 + 有效载荷质量) 27.902 t。第二级完成入轨后质量为 7.086 t, 其中包括结构质量 2.313 t、有效载荷 4.773 t。第一级结构质量的分离降低了飞行器后续加速和升高的负担, 使两级入轨飞行器可以完成近地轨道有效载荷的输运。

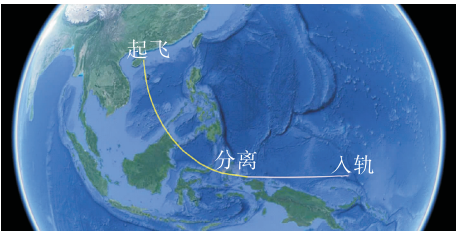


图6 两级入轨飞行轨迹  
Fig.6 Flight trajectory of orbit-injecting process

表 2 两级入轨计算结果	
Tab.2 Calculation results for two-stage-to-orbit	
参数	数值
飞行时间/s	2 021.15
推进剂消耗/t	124.599
有效载荷/t	4.773
有效载荷系数	0.031 8
经度/(°)	150.37E
纬度/(°)	0

图 7 为飞行器在第一和第二阶段飞行过程中 DRBCC 推力和比冲随马赫数的变化。DRBCC 的推力和比冲与飞行器飞行状态密切相关。在  $2.5\text{ Ma}$  以下时 DRBCC 一致保持 1.5 MN 的推力输出, 表明 DRBCC 在  $2.5\text{ Ma}$  以下时一直工作在混合模态, 而在  $2.5\text{ Ma}$  以上直接转入亚燃冲压模态。因为飞行器在起飞后将持续爬升, 空气逐渐变得稀薄, 降低了引射火箭的引射比, 引射火箭推力增益不足以使 DRBCC 由混合模态转入纯引射模态。助推火箭在  $2.5\text{ Ma}$  以下时将一直保持工作, 混合模态助推系数随马赫数的变化如图 8 所示。

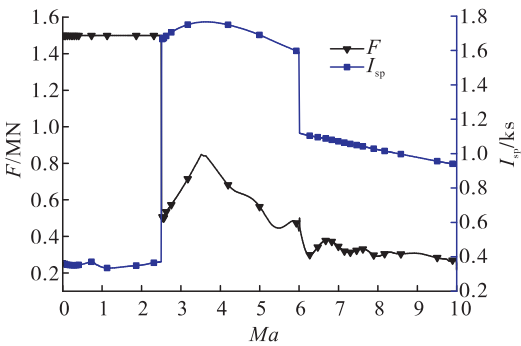


图 7 DRBCC 在第一和第二飞行阶段时的性能

Fig.7 Performance of DRBCC during phase 1 and phase 2

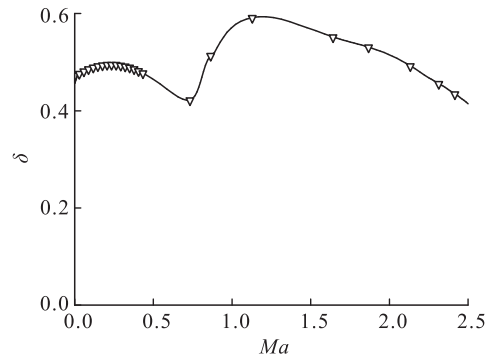


图 8 混合模式助推系数变化

Fig.8 Boost coefficient during hybrid mode

在混合模式,50 %左右的推力是助推火箭提供的。在亚燃和超燃冲压模式,DRBCC 的比冲随马赫数变化较为平缓,而推力出现了波动,且在亚燃冲压模式波动较大,最大波动范围达到了 50 %。这主要是由于亚燃冲压模式飞行器在加速同时,也有了

一定程度的爬高,需要较大推力,因此推力随马赫数有明显的增大。当达到一定高度,空气阻力减小,飞行角变小,推力需求随之减小,因此推力随马赫数减小。

在两级入轨过程不同飞行阶段以及不同发动机模式飞行时间、推进剂消耗、速度增量和高度增量如表 3 所示。在飞行阶段一 DRBCC 工作在混合模式;在飞行阶段二 DRBCC 将由混合模式转为亚燃冲压模式,再转为超燃冲压模式;飞行阶段三将由独立的火箭发动机提供动力。DRBCC 混合模式主要使飞行器完成爬高,其利用了 6.49 %的总飞行时间,实现了 10.05 %的总速度增量,但却消耗了 45.62 %的总推进剂,该模式旨在使飞行器尽快穿越阻力较大的高密度低空大气。亚燃冲压模式同时用来完成爬高和增速。超燃冲压模式主要用来增速,高度爬升相对较小。亚燃和超燃冲压模式消耗了总推进剂的 37.68 %,但带来了 32.05 %的总速度增量,可以看出亚燃和超燃冲压模式高比冲的优势。但亚燃和超燃冲压模式占总飞行时间的 71.29 %,飞行时间较长,尤其是超燃冲压模式。这是因为随着高度增加,这两个吸气式模式推力变小,故需要较长的飞行时间来完成爬高和增速。由此也会带来一定的阻力损失,在一定程度上会抵消这两个模式高比冲带来的优势。二级独立火箭消耗了总推进剂的 16.70 %,但带来了 57.90 %的总速度增量和 80.56 %的总高度增量,这是由于二级飞行时飞行器质量较小,空气也变得稀薄,重力和阻力损失均变小,有利于飞行器的加速和爬高。

表 3 两级入轨过程各阶段飞行时间、推进剂消耗、速度增量和高度增量									
Tab.3 Flight time,propellant consumption,spread and altitude increment during orbit-injecting process									
飞行阶段	发动机模式	飞行时间		推进剂消耗		速度增量		高度增量	
		数值/s	百分比/%	数值/t	百分比/%	数值/(m·s <sup>-1</sup> )	百分比/%	数值/km	百分比/%
阶段一	混合	15.20	0.75	6.590	5.29	150.0	2.05	0	0
	混合	116.08	5.74	50.250	40.33	585.9	8.00	15.377	8.54
阶段二	纯引射	0	0	0	0	0	0	0	0
	亚燃	416.53	20.61	14.623	11.74	1 063.6	14.52	11.919	6.62
	超燃	1 024.29	50.68	32.320	25.94	1 283.5	17.53	7.704	4.28
阶段三	独立火箭	449.05	22.22	20.816	16.70	4 240.0	57.90	145.000	80.56
总计		2 021.15	100	124.599	100	7 323.0	100	180.000	100

## 4 结 论

本文以 DRBCC 动力系统为基础,开展了两级入轨飞行器的运载特性研究。在给定飞行器构型和飞行剖面基础上,开展了该飞行器 180 km 近地轨道两级入轨设计,得出以下结论。

1) 以 DRBCC 飞行器作为第一级,配合独立火箭动力的第二级,150 t 级飞行器 180 km 近地轨道的有效载荷为 4.773 t,有效载荷系数为 0.031 8。

2) DRBCC 的推力和比冲与飞行器飞行状态密切相关。DRBCC 在  $2.5 Ma$  以下时一直工作在混合模态,而在  $2.5 Ma$  以上直接转入亚燃冲压模态。因为飞行器在起飞后将持续爬升,空气逐渐变得稀薄,降低了引射火箭的引射比,引射火箭推力增益不足以使 DRBCC 由混合模态转入纯引射模态。在亚燃和超燃冲压模态,DRBCC 的比冲随马赫数变化较为平缓,而推力出现了波动,且在亚燃冲压模态波动较大。

3) 两级入轨过程中,DRBCC 混合模态主要使飞行器完成爬高,亚燃冲压模态同时用来完成爬高和增速,超燃冲压模态主要用来增速。

## 参考文献

- [1] 张蒙正,李斌,李光熙.组合动力:现状、问题与对策[J].火箭推进,2021,47(6):1-10.  
ZHANG M Z, LI B, LI G X. Combined cycle propulsion: Current status, problems and solutions[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(6): 1-10.
- [2] 李斌,张蒙正,黄道琼,等.组合发动机研究中若干问题探讨[J].火箭推进,2022,48(6):1-8.  
LI B, ZHANG M Z, HUANG D Q, et al. Discussion on some problems in combined engine research[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(6): 1-8.
- [3] 刘佩进. RBCC 引射火箭模态性能与影响因素研究[D].西安:西北工业大学,2001.
- [4] 刘洋,何国强,刘佩进,等. RBCC 组合循环推进系统研究现状和进展[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(3): 288-293.
- [5] 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.
- [6] SEGAL C. The scramjet engine: Processes and characteristics[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2009.
- [7] 刘昊,王春民. 不同燃料 RBCC 发动机性能分析[J]. 火箭推进, 2021, 47(6): 33-38.  
LIU H, WANG C M. Analysis of RBCC engine performance with different fuel[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(6): 33-38.
- [8] ZHANG F, ZHANG H Q, WANG B. Conceptual study of a dual-rocket-based-combined-cycle powered two-stage-to-orbit launch vehicle[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(5): 944-957.
- [9] OLDS J, BELLINI P. Argus, a highly reusable SSTO rocket-based combined cycle launch vehicle with maglifter launch assist[C]//8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1998.
- [10] 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.
- [11] BLOCKER W, KOMAR D, BRADLEY M. NGLT systems assessment of the boeing FASST TSTO airbreathing vehicle concept[C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [12] KANDA T, KUDO K. Conceptual study of a combined-cycle engine for an aerospace plane[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5): 859-867.
- [13] 余文学,刘晓鹏,刘凯. 桑格尔空天飞行器技术途径分析与思考[J]. 火箭推进, 2021, 47(6): 11-20.  
SHE W X, LIU X P, LIU K. Analysis and thinking on technical approach of Sanger aerospace vehicle[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(6): 11-20.
- [14] ZHOU J X, XIAO Y T, LIU K, et al. Preliminary analysis for a two-stage-to-orbit reusable launch vehicle[C]//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [15] PHILIP T H, LOWELL C K, ANTHONY C, et al. X43A vehicle dedign and manufacture[C]//13th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [16] 张洪倩. 基于高斯伪谱法的弹道优化设计与实现[D].南京:南京理工大学,2014.