

RBCC 引射性能对飞行器入轨运载特性影响分析

张 帆¹, 张会强²

(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:为给火箭基组合循环动力系统(RBCC)引射技术研究提供参考,在性能指标和技术可实现性上实现平衡,对不同引射模态性能下的飞行器两级入轨运载特性变化规律进行了研究。设计两级入轨飞行器构型,并给出飞行剖面,对其 180 km 近地轨道入轨运载特性进行计算。研究表明:在动力系统性能均取基准值时,150 t 级飞行器赤道平面入轨时可以将 4.409 t 有效载荷送入 180 km 近地轨道;有效载荷随引射模态比冲或推力的增加均会提高;考虑到引射模态比冲的可实现性及有效载荷对其敏感性,引射模态比冲并非越大越好,存在合理的取值范围,对于 RBCC 火箭发动机的两级入轨飞行器来说,合理有效的比冲取值范围在 300~400 s 之间;在一定范围内提高引射模态推力是更为合理的选择,当推力高于一定值后,推力提高带来的有效载荷增益越来越小。

关键词:火箭基组合循环动力系统;引射性能;运载特性;两级入轨飞行器;有效载荷

中图分类号:V412 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2020)05-0042-06

Influence analysis of RBCC ejector mode performance on transportation capacity of launch vehicle

ZHANG Fan¹, ZHANG Huiqiang²

(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 reference for the research on ejecting technology of RBCC, as well as balancing the performance and realizability, the variation law of the transportation capacity for TSTO launch vehicle under different ejecting mode performance 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. The results show that when the propulsion system is set as the baseline values, 4.409 t payload can be delivered into 180 km LEO from the equatorial orbit for 150 t launch vehicle. The payload increases along with the increase of specific impulse or thrust in ejector mode. Considering the realizability of specific impulse and the sensitivity of the payload to it, the larger specific impulse of the ejector mode is not the better, and there is a reasonable value range of specific impulse. For the TSTO launch vehicle with RBCC engine, the reasonable and effective range of specific impulse is between 300~400 s in ejector mode. It is a more reasonable choice to increase the thrust in

收稿日期:2020-02-27;修回日期:2020-04-02

基金项目:中国博士后科学基金第 64 批面上项目(2018M640140)

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

ejection mode. Thrust should be as big as possible in ejector mode within a certain range. When the thrust is higher than a certain value, the payload gain becomes smaller and smaller along with the increase of thrust.

Keywords: RBCC; ejector mode performance; transportation capacity; two-stage-to-orbit launch vehicle; payload

0 引言

RBCC^[1]是一种集高推重比的火箭发动机与高比冲的吸气式冲压发动机于一体的可重复使用的推进系统。该系统整合了火箭发动机、亚燃冲压发动机和超燃冲压发动机,将不同动力型式高度融合,实现组合循环,共有4个工作模式:引射模式、亚燃冲压模式、超燃冲压模式和纯火箭模式。

RBCC 主要用作可重复使用航天输运系统的动力,在不同的飞行高度和马赫数条件下启用各自性能最优的工作模式,提高航天输运系统有效载荷,并具备可重复使用能力^[2]。目前国外以美国^[3-6]和日本^[7]等为代表,国内以航天科工三院31所^[8]为代表,均开展了RBCC动力飞行器的研究工作,并提出了典型的单级入轨、两级入轨飞行器设计方案。

动力性能对飞行器的入轨运载特性有着重要的影响,特别是对于RBCC动力的飞行器,其推力和比冲在不同工作模式差别较大,对运载特性的影响比传统火箭更加复杂^[9-10]。同时,自20世纪60年代以来,国内外对RBCC开展了大量研究工作,并取得了一定进展^[11-13],但仍有多项关键技术有待突破,引射技术便是其中之一^[14]。对RBCC动力飞行器来说,引射模式是其动力系统的第一个模式,工作于飞行器的起飞阶段,对于动力性能有着较高的要求。RBCC动力飞行器在起飞阶段所需推力最大,但起飞阶段飞行器速度较小,引射火箭推益并不明显,同时引射火箭嵌入空气流道又给该火箭的研制带来了小型化和热防护的技术挑战,使其成为RBCC技术的瓶颈之一^[15-16]。需要考虑动力系统可实现性与引射增益的平衡问题^[2]。

为尽快突破引射技术瓶颈,实现RBCC工程化应用,需在性能指标和技术可实现性上实现平衡。本文将针对以RBCC和火箭发动机为动力的两级入轨飞行器,对不同引射模式性能下的飞行器两级入轨运载特性进行计算,研究RBCC引射模式性能对

其运载特性的影响,以期RBCC引射技术的研究提供参考,使其在性能指标和技术可实现性上实现平衡。

1 计算模型

1.1 飞行器构型

飞行器采用两级入轨设计,第二级飞行器在第一级飞行器的舱内,当第一级飞行器工作结束后第二级飞行器从舱内飞出,继续完成入轨任务,如图1所示。两级飞行器均采用美国X-43A升力体气动外形^[9,17],第一级和第二级气动面积分别取为180 m²和60 m²。第一级和第二级结构质量分别为15 t和4 t。

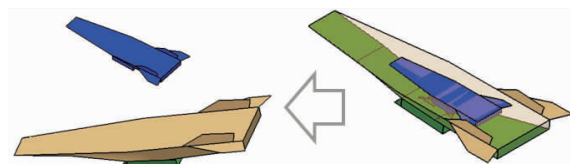


图1 两级入轨飞行器示意图

Fig. 1 Layout of TSTO launch vehicle

1.2 飞行动力学方程

飞行器两级入轨过程计算中,采用如下假定:①轨迹设计中,飞行器视为质点;②地球为均质圆球,且忽略地球自转;③飞行器始终在赤道平面内飞行。

飞行动力学方程为

$$\begin{cases} \frac{dh}{dt} = V \sin \gamma \\ \frac{ds}{dt} = V \cos \gamma \\ \frac{dV}{dt} = \frac{\tau T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2} \\ \frac{d\gamma}{dt} = \frac{\tau T \sin \alpha + L}{mV} + \left(\frac{V}{r} - \frac{u}{Vr^2} \right) \cos \gamma \\ \frac{dm}{dt} = - \frac{\tau T}{g_0 I_{sp}} \end{cases} \quad (1)$$

式中: h 为飞行器高度; s 为飞行器航程; V 为飞行器速度; γ 为飞行器轨道倾角; m 为飞行器质量; α 为攻角; τ 为推力控制系数; L 为升力; D 为阻力; μ 为地球引力常数; r 为飞行器到地心距离(地球半径与飞行器高度之和); T 为动力系统推力; I_{sp} 为动力系统比冲。

1.3 飞行剖面设计

飞行器水平起飞两级入轨,起飞质量为 150 t,采用 hp 自适应 Radau 伪谱法^[18]以最少推进剂消耗为目标完成 180 km 近地轨道入轨设计,迭代精度为 0.01。飞行器起飞地点为经纬度(0°,0°)的点,入轨分 3 个阶段:

1)第一阶段:飞行器水平滑行加速,起飞速度为 150 m/s,起飞地点经纬度为(0°,0°),向东飞行;

2)第二阶段:飞行器在第一级 RBCC 推进下进行加速和爬升,在 35 km 高度速度达到 10 Ma 时一、二级分离;

3)第三阶段:飞行器第二级继续加速和爬升并完成入轨。

1.4 动力系统设计

RBCC 一般有引射、亚燃冲压、超燃冲压和纯火箭 4 个工作模式,作为两级入轨飞行器第一级动力时,纯火箭模式不工作,飞行器经由引射、亚燃冲压和超燃冲压 3 个模式加速至 10 Ma,分离后第二级由独立火箭发动机推动至入轨。本研究中将给出 RBCC 引射模式推力和比冲的一系列组合,以研究引射性能对飞行器入轨运载特性的影响。

RBCC 和二级火箭发动机都采用碳氢燃料。对于 RBCC 动力系统,特别是其吸气式工作模式,比冲和推力性能与飞行状态有关,一般为飞行高度和马赫数的函数。本研究为使研究结果更具普适性,将不采用 RBCC 比冲和推力随飞行状态变化的详细性能,而在 RBCC 各个工作模式使用比冲和推力的平均值。在 0~2.5 Ma 范围内 RBCC 将工作在引射模式,在 2.5~6 Ma 范围内 RBCC 将处于亚燃冲压模式,在 6~10 Ma 范围内 RBCC 将处于超燃冲压模式。

比冲和推力的性能取值范围基于现有碳氢燃料 RBCC 和亚燃/超燃冲压发动机的研究^[9]。本研究主要针对引射性能对飞行器入轨运载特性的影响,因此 RBCC 引射模式给出了比冲和推力的变化

范围,RBCC 其他模式和二级火箭发动机给出了比冲和推力的平均值。引射模式^[19]的比冲变化范围分别为 200~600 s,推力变化范围为 $100 \times 10^4 \sim 200 \times 10^4$ N;亚燃冲压、超燃冲压和二级火箭发动机的比冲分别取为 1 650、1 000、340 s;亚燃冲压、超燃冲压和二级火箭发动机的推力分别取为 50×10^4 、 30×10^4 、 40×10^4 N。

在引射模式比冲和推力的变化范围内,本研究中将取 5 个性能值,并以此为基础进行飞行器的入轨运载特性计算,比冲和推力的取值见表 1。引射模式比冲和推力分别取 400 s 和 150×10^4 N 作为基准值。

表 1 RBCC 引射各模式比冲和推力的取值点

Tab. 1 Specific impulse and thrust of RBCC ejector mode

序号	比冲/s	推力/ 10^4 N
1	200	100
2	300	125
3	400	150
4	500	175
5	600	200

1.5 飞行过程约束

两级入轨飞行器飞行过程约束条件如表 2 和表 3 所示,其中 θ 为经度。由于不考虑地球自转,180 km 近地轨道入轨时速度必须达到 7 800 m/s。飞行过程中为保证冲压发动机能够正常工作且飞行器结构不被破坏,有 3 个路径约束^[20],最大飞行动压 q 不超过 50 kPa,最大法向过载 n 不超过 4,最大驻点热流密度 Q 不超过 600 kW/m²。

表 2 飞行过程状态变量约束条件

Tab. 2 Constraint conditions of state parameters during flight process

参数	初始值	最终值	最小值	最大值
h /km	0	180	0	180
V /(m·s ⁻¹)	0	7 800	0	7 800
θ /(°)	0	—	-180	180
γ /(°)	0	0	-40	40
m /t	150	—	0	150

表3 飞行过程控制变量和路径约束条件

Tab. 3 Constraint conditions of control and ballistic parameters during flight process

参数	初始值	最终值	最小值	最大值
$\alpha /(^{\circ})$	-	-	-5	20
τ	-	-	1 (RBCC) 0.1 (二级火箭)	1
q / kPa	-	-	0	50
n	-	-	0	4
$Q / (\text{kW} \cdot \text{m}^{-2})$	-	-	0	600

2 结果与分析

当RBCC引射模态的比冲和推力都取基准值时,两级入轨结果如表4所示,飞行器可以将4.409 t有效载荷输运到设计轨道。通过改变RBCC引射模态的比冲或者推力性能,可以得到引射模态不同比冲下飞行器的运载特性,以及引射模态不同推力下飞行器的运载特性。基于以上数据,对引射模态参数变化对飞行器运载特性的影响进行分析。

表4 动力系统性能参数取基准值时两级入轨结果

Tab. 4 TSTO results under baseline values of propulsion system

飞行时间/s	推进剂消耗/t	有效载荷/t	有效载荷系数	经度/ ($^{\circ}$)	纬度/ ($^{\circ}$)
1988.8	126.591	4.409	0.029 4	55.25E	0

本文定义了载荷增益系数 λ 来表示发动机某一性能变化对飞行器有效载荷的影响。定义函数

$$b = U(a)$$

式中: a 为自变量,表示发动机的某一性能参数; b 为因变量,表示该参数下飞行器的有效载荷,则

$$\lambda = \frac{\Delta b/b}{\Delta a/a} = \frac{a \Delta b}{b \Delta a} = \frac{a(b_1 - b_2)}{b(a_1 - a_2)} \quad (2)$$

其中

$$a_1 = 1.025a$$

$$a_2 = 0.975a$$

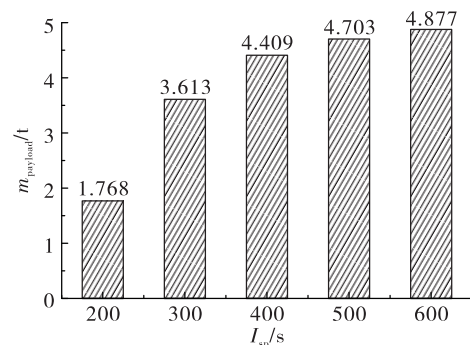
$$b_1 = U(a_1)$$

$$b_2 = U(a_2)$$

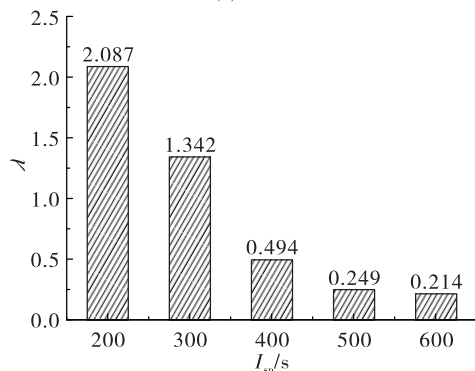
式中 λ 数值越大说明有效载荷对该性能越敏感。

2.1 比冲对运载特性影响分析

图2所示为引射模态不同比冲条件下飞行器的有效载荷和载荷增益系数。当比冲为200 s时,有效载荷仅为1.768 t,当比冲变为300 s时,有效载荷增长为3.613 t,之后飞行器的有效载荷随比冲的增加还会继续增加,但增加的速率越来越慢。只有在200 s和300 s时,载荷增益系数才大于1。由此可见,当引射模态比冲较小时,飞行器有效载荷对该比冲比较敏感,增加比冲会带来有效载荷的显著增加。但当该模态比冲较大时,飞行器有效载荷对该比冲的敏感性显著变弱,增加比冲所能带来的有效载荷增加不明显。考虑到引射模态比冲的可实现性及有效载荷对其的敏感性,引射模态比冲并非越大越好,存在合理的取值范围。对于RBCC火箭发动机的两级入轨飞行器来说,合理有效的比冲取值范围在300~400 s之间。比这个区间小,则引射模态性能太差,会导致有效载荷太小。比这个区间大,则没有必要,因为引射模态要实现如此高的比冲是十分困难的,但所获得的有效载荷与比冲范围为300~400 s时的有效载荷相比,增益太小。



(a) 有效载荷



(b) 增益系数

图2 引射模态比冲对运载特性影响

Fig. 2 Influence of specific impulse on transportation capacity in ejector mode

2.2 推力对运载特性影响分析

图3所示为引射模态不同推力条件下飞行器的有效载荷和载荷增益系数。有效载荷也是随推力的增加而增加,但有效载荷增益系数随推力增加而减小。因此,随着推力的增加,有效载荷会增加,但增加的程度会变小。推力超过 $150 \times 10^4 \text{ N}$ 后,载荷增益系数降低到 0.1 以下。相对有效载荷对引射模态比冲比较敏感不同,有效载荷对引射模态推力敏感性比较弱。另外,将推力取值降低为 $50 \times 10^4 \text{ N}$ 和 $70 \times 10^4 \text{ N}$,飞行器有效载荷分别降为 2.731 t 和 3.675 t,可见 RBCC 飞行器虽然是水平起飞,但在一定范围内提高引射模态推力是更为合理的选择。

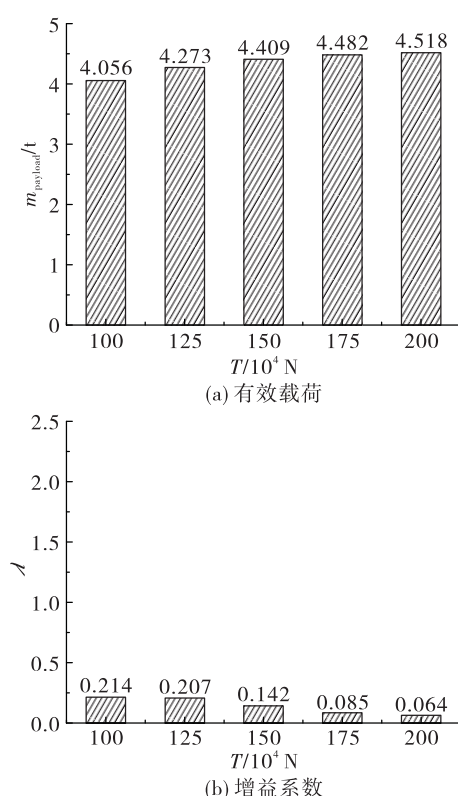


图3 引射模态推力对运载特性影响

Fig. 3 Influence of thrust on transportation capacity in ejector mode

2.3 运载特性变化规律原因分析

引射模态比冲增加后,飞行器在引射模态会节省推进剂。与比冲不同,引射模态推力的增加虽然导致推进剂消耗率升高,但也使飞行器在引射模态的加速度变大,缩短了飞行时间,降低了阻力和重力损失,同样会节省推进剂。但随着比冲或推力持

续变大,引射模态节省的推进剂变为有效载荷的转化率也越来越低。主要是由于引射模态处于整个飞行过程的最初阶段,该模态高比冲或高推力所节省的推进剂是后续亚燃和超燃模态加速的负担,吸气式亚燃和超燃模态推力相对较小,而又需在大气层内加速飞行,加速时间变长会带来较大的阻力损失。

3 结论

本文基于美国 X-43A 飞行器给出了两级入轨飞行器构型,第一级以 RBCC 为动力,第二级以独立火箭发动机为动力,动力系统均采用碳氢燃料。在此基础上,设计了入轨飞行剖面,对不同引射模态性能下的飞行器两级入轨运载特性进行了计算,并研究了引射模态性能对其运载特性的影响。研究发现:

1) 在动力系统性能均取基准值时,赤道平面入轨时可以将 4.409 t 有效载荷送入 180 km 近地轨道,有效载荷系数为 0.029 4;引射模态比冲在 200 ~ 600 s 范围内变化,而其他动力参数取基准值时,180 km 近地轨道有效载荷为 1.768 ~ 4.877 t;引射模态推力在 $100 \times 10^4 \sim 200 \times 10^4 \text{ N}$ 范围内变化,而其他动力参数取基准值时,180 km 近地轨道有效载荷为 4.056 ~ 4.518 t。

2) 有效载荷随比冲或推力的增加均会提高。考虑到引射模态比冲的可实现性及有效载荷对其的敏感性,引射模态比冲并非越大越好,存在合理的取值范围,对于 RBCC 火箭发动机的两级入轨飞行器来说,合理有效的比冲取值范围在 300 ~ 400 s 之间;在一定范围内提高引射模态推力是更为合理的选择,当推力高于一定值后,推力提高带来的有效载荷增益越来越小。

参考文献:

- [1] 张蒙正, 李斌, 王君, 等. 关于 RBCC 动力系统的思考[J]. 火箭推进, 2013, 39(1): 1-7.
ZHANG M Z, LI B, WANG J, et al. Thinking about RBCC propulsion system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(1): 1-7.
- [2] 张蒙正, 张玫, 严俊峰, 等. RBCC 动力系统工作模态问题[J]. 火箭推进, 2015, 41(2): 1-6.
ZHANG M Z, ZHANG M, YAN J F, et al. Discussion

- about work modal of RBCC power system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(2): 1-6.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] TREFNY C J. An air-breathing launch vehicle concept for single-stage-to-orbit[C]//9th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Norfolk: AIAA, 1999.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] ZHANG F, ZHANG H Q, WANG B. Conceptual study of a dual-rocket-based-combined-cycle powered two-stage-to-orbit launch vehicle[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(5): 944-957.
- [10] 詹浩, 孙得川, 邓阳平. 基于 RBCC 的天地往返运载器动力方案研究[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(4): 354-357.
- [11] 蔡国飙, 徐大军. 高超声速飞行器技术[M]. 北京: 科学出版社, 2012.
- [12] 张蒙正, 李平, 陈祖奎. 组合循环动力系统面临的挑战及前景[J]. 火箭推进, 2009, 35(1): 1-8.
- ZHANG M Z, LI P, CHEN Z K. Challenge and perspective of combined cycle propulsion system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(1): 1-8.
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] 张倩, 王兵, 张耘隆, 等. RBCC 的可实现性方案——DRBCC 分析[J]. 火箭推进, 2014, 40(5): 1-7.
- ZHANG Q, WANG B, ZHANG Y L, et al. An analysis of RBCC realizability scheme: DRBCC[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(5): 1-7.
- [16] 王国辉, 蔡体敏, 何国强, 等. 火箭基组合循环发动机引射模态流动分析[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 298-302.
- [17] HARSHA P, KEEL L, CASTROGIOVANNI A, et al. X-43A vehicle design and manufacture[C]//AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [18] 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.
- [19] 张时空, 李江, 秦飞, 等. 两级入轨运载器 RBCC 动力系统内流道设计与性能计算[J]. 推进技术, 2015, 36(4): 520-526.
- [20] 易文双. 动力滑翔高超飞行器轨迹设计与射程优化[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.