

地面辅助发射 RBCC 动力单级入轨 飞行器参数敏感性分析

秦云鹏, 杨 旻, 郑思行, 王浩亮

(中国运载火箭技术研究院 研究发展部, 北京 100076)

摘 要:火箭冲压组合发动机(RBCC)是火箭发动机与冲压发动机的有机融合,可有效拓展飞行器的速域和空域包线,是未来单级入轨飞行器动力的重要技术途径之一。针对当前 RBCC 动力单级入轨飞行器存在的结构系数低和投送效率低的问题,提出一种基于新型地面辅助发射的 RBCC 动力单级入轨飞行器,对该飞行器开展了上升段轨迹设计,并对其主要敏感参数的影响进行了仿真对比分析,结果显示:地面辅助发射可有效规避 RBCC 发动机低速段引射模态比冲低的问题,并提升单级入轨飞行器的投送效率;起飞弹道倾角、爬升等动压值对单级入轨飞行器的投送效率影响较小,而阻力影响较大;在吸气式模态工作范围,单级入轨飞行器可通过倾侧飞行实现大范围的横向机动,有效拓宽发射窗口。

关键词:单级入轨飞行器;火箭冲压组合发动机;弹道仿真;地面辅助发射;敏感性分析

中图分类号:V19 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2022)06-0009-08

Parameter sensitivity analysis of RBCC powered SSTO vehicle with an auxiliary launch system

QIN Yunpeng, YANG Yang, ZHENG Sihang, WANG Haoliang

(Research and Development Department, China Academy of Launch Vehicle
Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Rocket-based combined cycle (RBCC) engine combines the best aspects of rocket engine and ramjet engine, which can effectively expand the speed range and height range of the flight envelope, and is the attractive candidates for future single-stage-to-orbit (SSTO) vehicles. However, the RBCC powered SSTO vehicle still shows the problems of low structure coefficient and low delivery efficiency, and an auxiliary launch system is proposed to improve its performance. In this paper, the ascending trajectory of the RBCC powered SSTO vehicle was carried out, and the effects of main factors on the trajectory were studied. The simulation results show that the auxiliary launch system on the ground is beneficial to improve the effective loads by avoiding the low specific impulse of the ejection mode during the low speed section. The launch trajectory inclination angle and iso-dynamic pressure during ascending have little effect on the delivery efficiency while the drag efficiency has a greater effect. During the air-breathing mode of the RBCC, the SSTO vehicles can gain an extending launch window via a wide lateral maneuvering.

Keywords: SSTO; RBCC; trajectory simulation; auxiliary launch system; parameter sensitivity analysis

收稿日期:2022-04-20;修回日期:2022-06-18

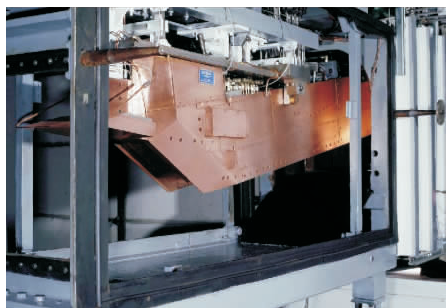
作者简介:秦云鹏(1989—),男,博士,高级工程师,研究领域为飞行器总体设计。

0 引言

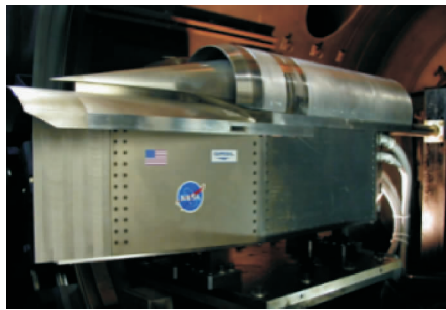
单级入轨飞行器能够像飞机一样自由往返于地面与轨道空间,是各国航天运输领域追求的最高目标。火箭冲压组合循环(RBCC)发动机将高推重比火箭发动机与高比冲冲压发动机有机结合,具备工作范围宽、平均比冲高等技术特点,是未来单级入轨飞行器的重要技术途径^[1]。目前,国内外围绕 RBCC 发动机和 RBCC 动力单级入轨飞行器开展了大量研究工作,取得了重要进展。

1) RBCC 发动机发展现状

国内外高度重视 RBCC 发动机的理论分析和试验研究工作。国外方面,美国在 20 世纪中期提出了 ERJ 和 SERJ 两种发动机方案^[2];中后期在 NASP、ASTP 计划带动下,美国航空喷气公司开展了 Strutjet^[3,4] 发动机方案研究,NASA 格林研究中心(GRC)开展了 GTX^[5,6] 方案研究(见图 1)^[7],Rock-etydyne 公司开展了 A5^[8,9] 方案和 ISTAR^[10] 飞行试验项目研究;2000 年后,美国在 CCE 和 ISTP 等计划下开展了一些新型结构发动机的研究工作,单项技术得到了深入验证,同时对 RBCC 发动机在航天运输领域的应用开展了多方案研究。



(a) Strutjet 发动机



(b) GTX 发动机

图 1 典型 RBCC 发动机示意图

Fig.1 Typical RBCC engines

国内方面,王亚军等系统总结了相关优势单位的主要研究进展,其指出国内围绕 RBCC 发动机基本上形成了宽域全流道设计、变结构进气道、宽来流马赫数高效燃烧与火焰稳定、模态稳定过渡、性能综合评估和系统集成等能力,并具备开展飞行演示验证的基础^[11]。

2) RBCC 动力单级入轨飞行器发展现状

国外方面,20 世纪 80 年代-21 世纪初,以美国为代表的航天强国对于火箭动力单级入轨重复使用运载器高度重视,投入巨资开始进行工程设计和关键技术突破,期间形成了大量研究成果,但由于技术途径不可行先后终止。目前,可能的技术途径主要有两类:基于 RBCC 发动机的飞行器和基于复合预冷发动机(SABRE)的飞行器。在 NASA 资助下,SSDL(space system design lab)相继开展了 ABLV-GT、Argus、Lazarus 等 RBCC 动力单级入轨飞行器的方案研究工作。其中,ABLV-GT 采用二元构型的 Hyper-X 试验飞行器构型和 Aerojet 公司的 Strutjet 液氢液氧 RBCC 发动机,如图 2(a)所示^[1]。Argus 采用 2 台涡轮增压 RBCC 发动机,起飞时利用地面电磁加速装置 Maglifter 将飞行器加速至 $0.7 Ma$,之后利用涡轮增压模态加速至 $3.0 Ma$ 并转入亚燃模态,等动压飞行至 $6.0 Ma$ 转入纯火箭模态直至入轨,如图 2(b)所示^[12]。Lazarus 采用 6 台变几何 RBCC 发动机,利用“雪橇”装置加速助推至 $0.6 Ma$,以便减少机翼和起落架的尺寸与质量,如图 2(c)所示^[13]。相关方案已经发现水平起降 RBCC 动力单级入轨飞行器在起飞阶段燃料消耗过大的问题,并试图利用地面辅助发射方式降低起飞段的燃料消耗。除 RBCC 发动机途径外,英国云霄塔(SKYLON)单级入轨飞行器[见图 2(d)]则采用 2 台独立短舱安装的复合预冷发动机(SABRE),采用水平起飞方式^[14-15]进行单级入轨。但是必须指出,该途径单级入轨飞行器的结构系数低至 16.4%,需要结构热防护系统等实现巨大突破。国内方面,近年来单级入轨飞行器相关研究逐步增多:RBCC 动力飞行器方面,杜文豪等系统研究了其上升段的轨迹优化问题^[16];复合预冷动力飞行器方面,周建兴等研究了基于 SABRE 的单级入轨飞行器方案,相关研究表明,能否实现较低的结构系数,是方案可行的重要条件^[17]。



图2 典型单级入轨飞行器方案示意图

Fig. 2 Typical SSTO vehicles

实际上,考虑单级入轨飞行器的技术难度及技术基础,目前各国逐步聚焦组合动力两级入轨飞行器的相关研究工作。例如美空天实验室、ATK、Astrox^[18]、AeroJet 和波音公司等开展了基于 RBCC、SABRE 发动机的两级入轨飞行器的研究,形成了诸多总体方案,如 Stargazer^[19]、Sentinel^[20]、美空军两级入轨方案^[21]等如图 3 所示。国内则研究了 RBCC + ROKET、ROKET + RBCC、TBCC + RBCC 等若干方案^[22-25],形成了一些规律性的结论。但是,有必要指出单级入轨飞行器相比两级入轨飞行器在操作成本、安全性、可靠性、便捷性、可重复使用性等方面具有综合优势,而仅在设计复杂性和载荷投送

效率方面略差,是未来发展的终极目标^[26]。因此,技术可行、指标先进的单级入轨飞行器方案将是创造性的。

表 1 列出了典型单级入轨飞行器、两级入轨飞行器的总体参数,综合分析,目前 RBCC 动力单级入轨飞行器存在的主要问题表现在:①结构系数偏低,一般不超过 23%,甚至低于 20%,可实现性差;②投送效率较低,基本上在 2.8%以内,甚至低于 2%,指标缺乏先进性。为解决上述问题,本文提出一种基于新型地面辅助发射的 RBCC 动力单级入轨飞行器,并重点研究了飞行器的上升段轨迹和主要参数对其总体性能的影响规律。

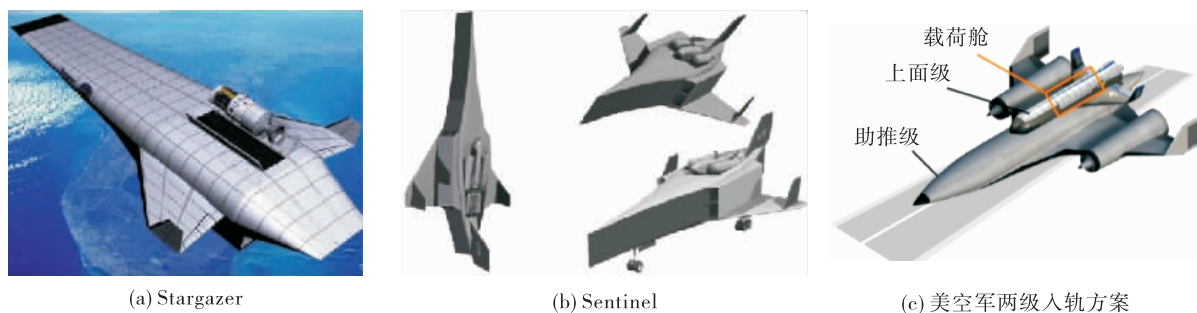


图3 典型两级入轨飞行器方案示意图

Fig. 3 Typical TSTO vehicles

表 1 单级入轨飞行器和两级入轨飞行器
Tab. 1 SSTO and TSTO Vehicles

参数	单级入轨飞行器						美空军两级入轨飞行器 ^[21]
	ABLV-GT ^[1]	Argus ^[12]	Lazarus ^[13]	GTX ^[5]	RBCC ^[16]	SKYLON ^[15]	
起飞质量/t	613.3	270.9	81.6	108.2	325	275	159.9
结构质量/t	104.4	34.2	18.9	23.4	76.48	57.75	—
结构系数/%	17.0	12.64	23.1	21.64	23.5	21.0	—
长度×展长/m ²	—	52.1×16.1	31.3×18.7	64.5×25	—	84×25	45.7×30.5
轨道高度/km	407.44	407.44	185	407.44	80×290	300	185
有效载荷质量/t	11.34	5.03	2.27	0.136	—	12	2.27
投送效率/%	1.85	1.86	2.78	0.126	—	4.36	1.4
推进剂类型	液氧/液氢	液氧/液氢	HEDM/液氧	液氧/液氢	液氧/液氢	液氧/液氢	液氧/液氢
推进剂质量/t	481	223.69	57.6	84.67	248.5	216.6	—
起降方式	水平起降	水平起降 (电磁辅助 发射分离点 243.2 m/s)	水平起降 (滑轨输送 推进剂,火箭 模态加速至 分离点 138.8 m/s)	垂直起飞 水平着陆	水平起降	水平起降	水平起降
发动机类型	Strutjet RBCC	SERJ RBCC	RBCC	RBCC	RBCC	SABRE	SABRE + 火箭

1 单级入轨飞行器数学模型

1.1 气动特性

本文选取典型的机体与推进一体化翼身融合体布局进行气动特性仿真计算。气动数据计力界面分为气动界面和发动机界面,其中,发动机界面定义为从头到尾的模式(nose-to-tail)^[27]。根据发动机是否开机,升阻比分为冷态升阻比和热态升阻比,冷态升阻比为发动机关机状态下气动界面和发动机界面的升力之和除以两者阻力之和,热态升阻比为发动机开机状态下气动界面和发动机界面的升力之和除以气动界面阻力。根据上述定义,图 4 给出了 2.5 Ma、5.0 Ma、8.0 Ma 典型状态的热态升阻比曲线,该升阻比曲线与文献[28]中图 12(a)的水平相当。

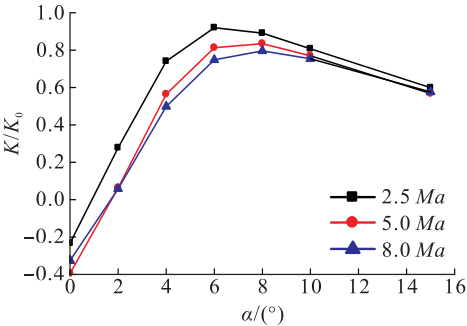


图 4 飞行器典型热态条件下的升阻比特性曲线
Fig. 4 Lift-drag ratio of aircraft during engine operation

1.2 发动机特性

对飞行器进行推阻匹配设计,考虑飞行器为加速型,尽可能提高 RBCC 发动机的推力规模和性能。参考表 1,对标单级入轨飞行器,推进剂选用液氢液氧。发动机吸气式模态不同阶段的比冲性能参数如图 5 所示,混合模态推力采用火箭模态和冲压模

态直接相加的方式进行计算。RBCC 发动机推力计算综合考虑了进气道的进气面积和流量系数。

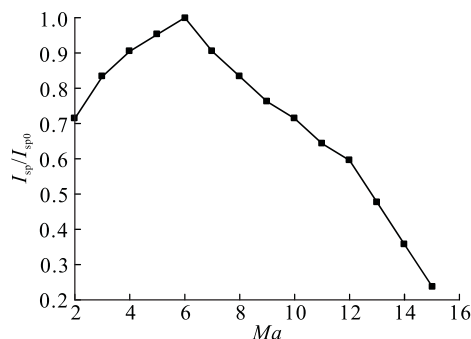


图5 发动机吸气式模态不同马赫数下的比冲特性曲线

Fig.5 Specific impulse of engine during air-breathing mode at different Mach number

1.3 弹道仿真边界条件

基于上述气动、发动机性能参数,对地面辅助发射 RBCC 动力单级入轨飞行器上升段轨迹进行仿真分析。其中,地面辅助发射后,飞行器起飞分离速度 $2.0 Ma$,结束轨道高度为 LEO 100 km 圆轨道。

2 结果分析及参数敏感性研究

2.1 设计结果分析及评估

图6~图9给出了地面辅助发射 RBCC 动力单级入轨飞行器的标称弹道,其上升段主要经历爬升降压段、等动压爬升段、等高度加速段和加速入轨段。

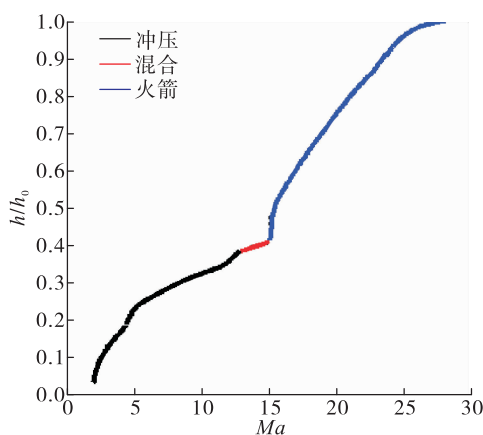


图6 标称弹道高度-马赫数曲线

Fig.6 h/h_0 - Ma curve of standard trajectory

在爬升降压阶段,由于飞行高度低、空气密度大,飞行最大动压可达 200 kPa,该值相比当前冲压

发动机一般设计上边界值要大 50 ~ 100 kPa,尽管动压增加有利于燃烧,但是动压过大不利于结构设计和降低飞行阻力^[23]。因此,通过快速爬高进入低密度区,可使 RBCC 发动机快速进入稳定高效的工作范围,有利于提升整体的运载效率。

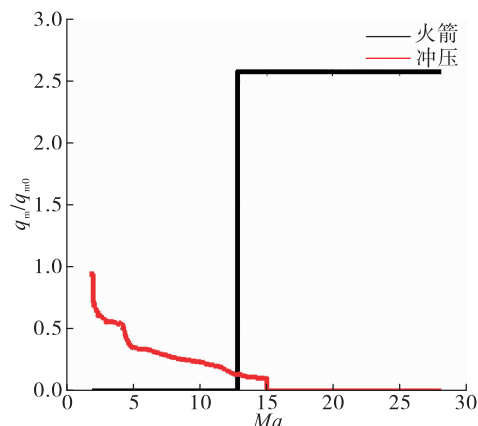


图7 标称弹道推进剂质量流量-马赫数曲线

Fig.7 q_m/q_{m0} - Ma curve of standard trajectory

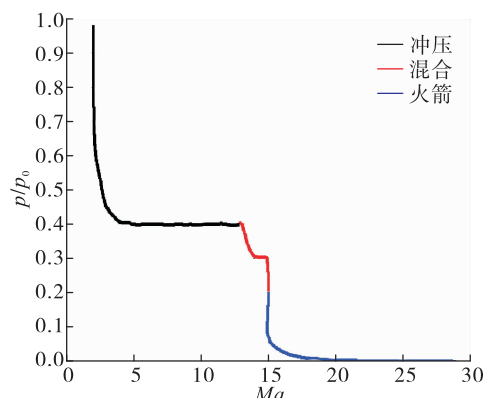


图8 标称弹道动压-马赫数曲线

Fig.8 p/p_0 - Ma curve of standard trajectory

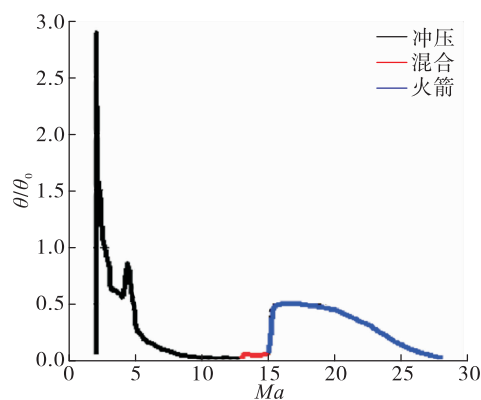


图9 标称弹道弹道倾角-马赫数曲线

Fig.9 θ/θ_0 - Ma curve of standard trajectory

等动压爬升段,采用等动压弹道跟踪策略^[3],可使飞行器发动机始终处在较稳定的工作范围,在该范围,飞行器的升阻比基本上维持在 4.0 左右,当飞行器飞行到 12.0 Ma 以上,推阻难以实现有效匹配,此时,飞行器开启混合模态进入等高度加速段。

等高度加速段,飞行器采用火箭+冲压混合模态进行工作,整体高度变化不大,核心仍旧是尽可能采用较高比冲状态进行加速,以降低火箭模态用于动能增加的部分。

火箭加速段,飞行器转入火箭模态,弹道倾角先快速增大然后再逐步调整至入轨状态。

根据弹道仿真结果,该飞行器的结构系数接近 28%,投送效率为 3.3%,结构系数、投送效率比表 1 更高,且该飞行器的结构系数与文献[16]提出的 RBCC 动力飞行器结构系数一般 0.3 的水平相当。分析该方案与文献[16]方案的差异,主要体现在两点:①地面辅助发射方式可有效降低飞行器低速段的燃料消耗以及该段燃料所附带的结构、气动代偿,通过对比表 2 数据发现,采用 RBCC 发动机直接水平起飞,由于低速段引射模态比冲低,2.5 Ma 以下燃油消耗可接近飞行器总重的 20%,而采用地面辅助发射模式,同等阶段的燃油消耗仅 1.39%;②吸气式模态范围相比文献[16]提出的 10.0 Ma 上限更高,当然,关于氢燃料能否在 10.0 Ma 以上范围实现高效燃烧和推阻匹配需开展深入研究。

表 2 燃油消耗占总重的比例

Tab. 2 Proportion of fuel consumption to total weight		
方案	2.5 Ma 燃油消耗比/%	全程燃油消耗比/%
本方案	1.4	66.3
RBCC	18.5	76.5

2.2 参数敏感性分析

对于单级入轨飞行器,相关参数约束、初边值条件等均会直接影响飞行器的投送效率。本文主要针对起飞弹道倾角、阻力变化、爬升等动压值、横向机动倾侧角的影响规律进行仿真对比研究。

2.2.1 起飞弹道倾角影响规律

表 3 给出了初始弹道倾角 0°、10°、35°状态下的弹道结果,不同初始弹道倾角下,飞行器投送入轨质量当量值相差 0.001,整体影响较小。

表 3 初始弹道倾角对投送入轨质量的影响

Tab. 3 Influence of initial trajectory inclination angle on the payload

初始弹道倾角/(°)	0	10	35
投送入轨质量当量值	1.000	1.001	0.999

表 4 给出了不同初始弹道倾角下 4.4 Ma 状态的飞行参数,通过分析可知,初始飞行环境动压高,飞行器容易通过改变迎角快速改变过载,进而把影响控制在局部范围。基于该分析,未来地面辅助发射可选择直线加速模式。

表 4 不同初始弹道倾角典型特征点弹道参数

Tab. 4 Parameters of typical characteristic points at different initial trajectory inclination angles

参数	0°倾角	35°倾角
马赫数	4.40	4.40
剩余质量当量值	1.000 00	1.000 09

2.2.2 阻力变化影响规律

表 5 给出了不同阻力系数下的投送入轨质量当量值。在设计时以正常阻力系数作为当量值 1 考虑,为了凸显阻力带来的变化,将气动阻力调整为 0.5 当量进行对比分析,分析显示,平均 0.1 当量的阻力系数可带来 0.395 投送入轨质量当量值的变化,相当于飞行器质量的 1.3%。通过该分析,对于该类加速型飞行器,应当尽可能降低阻力系数,以提高整体载荷投送效率。

表 5 阻力对投送入轨质量的影响

Tab. 5 Effect of drag on the payload

阻力系数当量值	1.0	0.5
投送入轨质量当量值	1.000	2.976

2.2.3 爬升等动压值影响规律

表 6 给出了等动压爬升阶段不同等动压值对应的投送入轨质量当量值。通过对比发现,等动压爬升的动压值越大,飞行器入轨质量也越大,每 10 kPa 动压增量,投送入轨质量当量值增加 0.035 以内。上述分析表明,通过优化等动压值,可实现载荷投送效率的增加。但整体上看,提升等动压值的影响仍较小。

表6 等动压爬升阶段的等动压值对投送入轨质量的影响

Tab. 6 Effect of iso-dynamic pressure during ascending process on the payload

等动压爬升阶段的 等动压值/kPa	投送入轨 质量当量值
50	1.000 0
60	1.032 1
70	1.052 7

2.2.4 横向机动倾侧角影响规律

RBCC 动力飞行器相比运载火箭,可充分利用升力体构型和吸气式发动机实现大范围的横向机动,进而极大拓宽飞行器的发射窗口。仿真结果显示,采用 $30^\circ \sim 50^\circ$ 倾侧角,可实现的横向机动范围相比文献[29]增大一个量级,比文献[30]大一倍,且发射窗口将进一步大幅拓宽。此外,横向机动将导致飞行器的载荷投送能力下降,采用 $30^\circ \sim 50^\circ$ 倾侧角进行横向机动,投送效率损失不到飞行器质量系数的 1%。

3 结论

本文针对一种地面辅助发射 RBCC 动力单级入轨飞行器,通过对飞行器上升段轨迹的仿真研究和参数敏感性分析得到以下结论:

1) 地面辅助发射可有效规避 RBCC 发动机低速段引射模态比冲低的问题,并提升单级入轨飞行器的投送效率。

2) 起飞弹道倾角、爬升等动压值对地面辅助发射 RBCC 动力单级入轨飞行器的投送效率影响较小,而阻力水平影响较大。针对跨域飞行器,应致力于减阻设计。

3) 地面辅助发射 RBCC 动力单级入轨飞行器在有限代价下,可通过大范围横向机动拓宽发射窗口。

参考文献:

- [1] BRADFORD J, OLDS J, BECHTEL R, et al. Exploration of the design space for the ABLV-GT SSTO reusable launch vehicle[C]//Space 2000 Conference and Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2000.
- [2] FOSTER R, ESCHER W, ROBINSON J. Studies of an extensively axisymmetric rocket based combined cycle (RBCC) engine powered single-stage-to-orbit (SSTO) vehicle[C]//25th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1989.
- [3] SIEBENHAAR A, BULMAN M J, BONNAR D K. The strutjet rocket based combined cycle engine[Z]. [S. l.]: Aerojet, 2000.
- [4] SIEBENHAAR A, BULMAN M, NORRIS R, et al. Development and testing of the aerojet strutjet combustor[C]//9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1999.
- [5] TREFNY C J, ROCHE J M. Performance validation approach for the GTX air-breathing launch vehicle[R]. NASA/TM-2002-211495.
- [6] THOMAS S R, PALAC D, TREFNY C, et al. Performance evaluation of the NASA GTX RBCC flowpath[R]. NASA/TM-2001-210953.
- [7] 杨潮兴, 张志峰, 王建辉, 等. 国外组合推进技术研究现状[J]. 飞航导弹, 2012(5): 78-84.
- [8] RATEKIN G, GOLDMAN A, ORTWERTH P, et al. Rocket-based combined cycle engine concept development[R]. IS-ABE-99-7179.
- [9] SMART M, TREXLER C, GOLDMAN A. A combined experimental/computational investigation of a rocket based combined cycle inlet[C]//39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2001.
- [10] QUINN J. ISTAR: project status and ground test engine design[C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [11] 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.
- [12] OLDS J, BELLINI P. Argus, a highly reusable SSTO rocket-based combined cycle launch vehicle with Magfliter launch assist[C]//8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1998.
- [13] 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. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [14] HEMPSELL M. Progress on SKYLON and SABRE[C]//64th International Astronautical Congress. Beijing, China:

- IAC, 2013.
- [15] LONGSTAFF R, BOND A. The SKYLON project [C]//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [16] 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.
- [17] 周建兴, 张造成, 高启滨, 等. 基于 SABRE 技术的高超声速预冷飞行器应用分析[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2196-2206.
- [18] KOTHARI A, LIVINGSTON J, TARPLEY C, et al. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space [C]//AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2010.
- [19] OLDS J, LEDSINGER L, BRADFORD J, et al. Stargazer: A TSTO Bantam-X vehicle concept utilizing rocket-based combined-cycle propulsion [C]//9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1999.
- [20] BRADFORD J E, OLDS J R, WALLACE J G. Concept assessment of a hydrocarbon fueled RBCC-powered military spaceplane [C]//JANNAF PM/MSS/LPS Joint Meeting. Denver, CO: [s. n.], 2007.
- [21] HELLMAN B M, BRADFORD J E, GERMAIN B D, et al. Two stage to orbit conceptual vehicle designs using the SABRE engine [C]//AIAA SPACE 2016. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
- [22] 陈宏, 何国强. RBCC 和 TBCC 组合发动机在 RLV 上的应用[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 39-43.
- CHEN H, HE G Q. Application of RBCC and TBCC engines to RLVs [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(3): 39-43.
- [23] 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.
- [24] 姜亚中, 蒋崇文, 高振勋, 等. 水平起降两级入轨系统的质量估算方法及应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(4): 473-478.
- [25] 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.
- [26] MUNOZ A. Design of a rocket-based combined cycle engine [D]. San Jose: San Jose State University, 2011.
- [27] 罗金玲, 徐敏, 刘杰. 一体化外形的高超声速飞行器升阻特性研究[J]. 宇航学报, 2007, 28(6): 1478-1481.
- [28] GONG C L, BING C, GU L X. Comparison study of RBCC powered suborbital reusable launch vehicle concepts [C]//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2015.
- [29] 周宏宇, 王小刚, 崔乃刚, 等. 基于 hp 自适应伪谱法的组合动运载器发射窗口拓展能力分析[J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(6): 828-833.
- [30] HANK J, FRANKE M, EKLUND D. TSTO reusable launch vehicles using airbreathing propulsion [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.