

不同燃料 RBCC 发动机性能分析

刘 昊,王春民

(西安航天动力研究所,陕西 西安 710100)

摘 要:为获得不同燃料对 RBCC 发动机性能影响,基于部件及发动机试验数据,建立了采用控制体法,考虑热完全气体效应、化学平衡流动效应、黏性损失及热损失等影响的发动机性能分析模型。完成模型发动机分别采用煤油、 CH_4 、 H_2 燃料性能仿真,获得了给定飞行剖面不同燃料对发动机推力、比冲性能的影响。在给定研究条件下,结果表明: H_2 推力、比冲最高,火箭引射、火箭冲压及冲压模态推力分别是煤油的 1.40、1.28、1.14 倍,比冲分别是煤油的 1.40、1.43、2.73 倍; CH_4 推力、比冲与煤油相当,火箭引射、火箭冲压及冲压模态推力分别是煤油的 1.08、1.04、0.97 倍,比冲分别是煤油的 1.08、1.08、1.17 倍。

关键词:RBCC 发动机;煤油;甲烷;氢;发动机性能

中图分类号:V439 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)06-0033-06

Analysis of RBCC engine performance with different fuel

LIU Hao, WANG Chunmin

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to obtain the influence of different fuel on engine performance, based on the components and engine experimental data, an engine characteristic analysis model was established, which adopt the control body method and taken into account the effects of heat complete gas, chemical equilibrium flow, viscosity loss and heat loss. Model engine was used to complete the simulation with kerosene, methane, and hydrogen. The effects of different fuel types on the engine force and specific impulse under given ballistic were obtained as the same time. The results show that: H_2 achieved maximum performance, the engine force on ejector mode, rocket ramjet mode, and ramjet mode is 1.40, 1.28, 1.14 times to kerosene respectively, and 1.40, 1.43, 2.73 times respectively for engine specific impulse; methane and kerosene had similar properties, the engine force on ejector mode, rocket ramjet mode, and ramjet mode is 1.08, 1.04, 0.97 times as much as kerosene respectively, and 1.08, 1.08, 1.17 times respectively for engine specific impulse.

Keywords: RBCC engine; kerosene; methane; hydrogen; engine performance

0 引言

截至目前,国内外学者针对 RBCC (rocket based

combined cycle) 发动机已持续开展近 60 年的研究^[1-8], 针对可重复使用天地往返, 先后提出 ERJ、SERJ、A5、Strutjet、GTX、ISTAR 等多种发动机方

收稿日期:2021-05-17;修回日期:2021-06-21

作者简介:刘昊(1984—),男,博士,研究员,研究领域为组合推进技术。

案^[9-14],并开展了大量实验研究。然而,由于技术复杂性,RBCC 发动机至今仍未实现工程应用。掌握宽飞行马赫数范围内不同工作模式发动机特性,是发动机方案设计、总体应用论证及技术指标确定的前提,因此 RBCC 发动机性能分析一直为国内外学者所关注。

Olds 等^[15-17]较早建立了 RBCC 发动机全模式性能分析软件 SCCREAM,并应用于 H_2/O_2 单级入轨飞行器概念方案设计^[18],软件对引射掺混段、喷管、主火箭及冲压燃烧室部件简单引入效率系数进行模拟,难以反映部件真实特性。Mckamey 等开发了 EPSURBCC 软件,软件仅支持 H_2 燃料,并且未考虑黏性影响及部件损失^[19]。黄生洪等通过变步长半隐式多步龙格库塔方法求解考虑化学反应源项的一维流动方程组,建立了发动机性能预估模型^[20],同 SCCREAM 类似,通过引入效率系数求解燃烧室及引射段出口参数,并对文献[21]给出的 H_2/O_2 发动机引射模式完成了性能仿真。吕翔等则通过采用 MacCormack 格式求解带有化学反应源项的一维流动方程组,发展了发动机准一维性能分析方法^[22-23],模型通过引入修正因子对前体边界层效应进行修正,完成采用 H_2/O_2 推进剂的 Hyperion 计划 RBCC 发动机^[24]性能预测,并将比冲预测结果与 SCCREAM 软件进行了比对。安佳宁建立了 RBCC 发动机引射模式性能计算准一维模型,模型通过采用飞行马赫数单变量多项式拟合求解进气道总压恢复系数,采用引射器理论建立了等截面混合及等压混合两种构型计算模型,并完成 H_2/O_2 模型发动机引射模式性能分析^[25]。

然而,现有发动机性能分析软件存在如下问题:①进气道、燃烧室等关键部件特性多采用效率系数假设,甚至不予考虑,难以反映发动机真实特性;②学者大多集中于 H_2/O_2 推进剂发动机研究,缺乏其他推进剂组合发动机性能数据,特别是不同推进剂组合发动机性能对比数据。

针对上述问题,本文基于部件及发动机试验数据,建立了发动机关键部件特性数学模型,开发了 RBCC 发动机一体化性能计算平台,并完成飞行马赫数 $Ma_0 = 0 \sim 8$ 范围分别采用煤油/ O_2 、 CH_4/O_2 、 H_2/O_2 推进剂组合发动机性能仿真,获得了不同工

作模式下推进剂组合类型对发动机推力、比冲性能的影响,为发动机总体方案论证及燃料体系确定提供参考。

1 数学模型及验证

1.1 计算模型

本文采用文献[26]中的模型 RBCC 发动机方案,其结构示意图及特征截面定义如图 1 所示。发动机由二元多楔进气道、二元单侧扩张燃烧室、火箭推力室及尾喷管组成,火箭推力室采用中心支板布局方式。图 1 中 0 截面为自由来流,2 截面为进气道出口(燃烧室入口),4 截面为燃烧室出口(尾喷管入口),6 截面为尾喷管出口。模型发动机进气道捕获面积 $A_0 = 0.08 \text{ m}^2$,进气道、燃烧室固定几何结构,进气道收缩比 5.8,燃烧室扩张比 2.5,尾喷管根据具体工作条件进行调节。

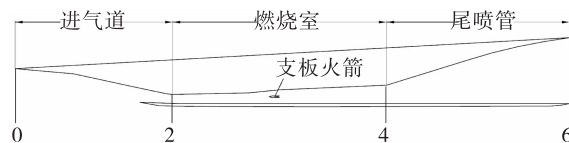


图 1 发动机构型及截面定义

Fig. 1 Engine configuration and cross section defining

1.2 计算方法及验证

采用控制体法完成发动机各特征截面参数计算,计算模型考虑了各部组件黏性损失及热损失,具体计算过程如下:

1.2.1 0 截面参数

参考文献[27]完成计算。

1.2.2 2 截面参数

引射模式根据式(1)给出的引射比模型完成捕获空气流量计算,火箭冲压及冲压模式根据式(2)给出的流量系数模型完成捕获空气流量计算,结合式(3)给出的进气道总压恢复系数模型完成 2 截面参数计算。

$$n = c_{ej} \cdot Pt_2 \quad (1)$$

$$\varphi_s = b_0 + b_1 \cdot Ma_0 + b_2 \cdot \alpha + b_3 \cdot Ma_0^2 + b_4 \cdot Ma_0 \cdot \alpha + b_5 \cdot \alpha^2 \quad (2)$$

$$\sigma_2 = a_0 + a_1 \cdot Ma_0 + a_2 \cdot \alpha + a_3 \cdot Ma_0^2 + a_4 \cdot Ma_0 \cdot \alpha + a_5 \cdot \alpha^2 \quad (3)$$

式中: n 为引射系数,定义为一次流流量与二次流

量之比;常系数 c_{ej} 与发动机具体构型、火箭布局方式、火箭工作参数等有关,可根据试验或仿真获得; P_{t2} 为进气道出口总压; φ_s 为进气道流量系数; σ_2 为进气道总压恢复系数; Ma_0 为飞行马赫数; α 为飞行攻角;系数 $a_0 \sim a_5$ 、 $b_0 \sim b_5$ 由试验确定。

1.2.3 4 截面参数

冲压模式,根据式(4)、式(5)给出的燃烧效率及燃烧室总压恢复系数模型完成4截面参数计算;火箭引射及火箭冲压模式,采用冲压模式与火箭冲压模式燃烧室出口马赫数相似假设完成4截面参数计算。燃烧室内热力计算调用CEA^[28]完成,考虑了化学平衡流动影响。

$$\eta_c = c_0 + c_1 \cdot Ma_0 + c_2 \cdot \varphi + c_3 \cdot Ma_0^2 + c_4 \cdot Ma_0 \cdot \varphi + c_5 \cdot \varphi^2 \quad (4)$$

$$\sigma_4 = d_0 + d_1 \cdot Ma_0 + d_2 \cdot \varphi + d_3 \cdot Ma_0^2 + d_4 \cdot Ma_0 \cdot \varphi + d_5 \cdot \varphi^2 \quad (5)$$

式中: η_c 为燃烧效率; σ_4 为燃烧室总压恢复系数; φ 为当量比;系数 $c_0 \sim c_5$ 、 $d_0 \sim d_5$ 由试验确定。

1.2.4 6 截面参数

根据式(6)给出的尾喷管总压恢复系数模型及完全膨胀条件完成6截面尾喷管出口参数计算。

$$\sigma_6 = e_0 + e_1 \cdot Ma_4 + e_2 \cdot Ma_4^2 \quad (6)$$

式中: σ_6 为尾喷管总压恢复系数;系数 $e_0 \sim e_2$ 由CFD 仿真结果确定。

完成发动机进出口截面参数计算后,采用式(7)、式(8)计算获得发动机推力、比冲。

$$F = (\dot{m}_6 v_6 - \dot{m}_0 v_0) + (p_6 - p_0) A_6 \quad (7)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_6 - \dot{m}_0} \quad (8)$$

式中: F 为发动机推力; I_{sp} 为发动机比冲; \dot{m}_0 、 v_0 、 p_0 分别为发动机捕获空气流量、自由流速度、静压; \dot{m}_6 、 v_6 、 p_6 、 A_6 分别为尾喷管出口燃气流量、速度、静压、面积。

采用上述发动机性能分析方法,对文献[8]中给出的发动机构型进行了性能计算,图2、图3分别给出了 $Ma_0=4$ 、 $Ma_0=6$ 工况计算与自由射流试验结果对比。图中可见,采用本文所建立的发动机性能计算方法,冲压模式及火箭冲压模式下发动机推力、比冲计算误差均在10%以内。

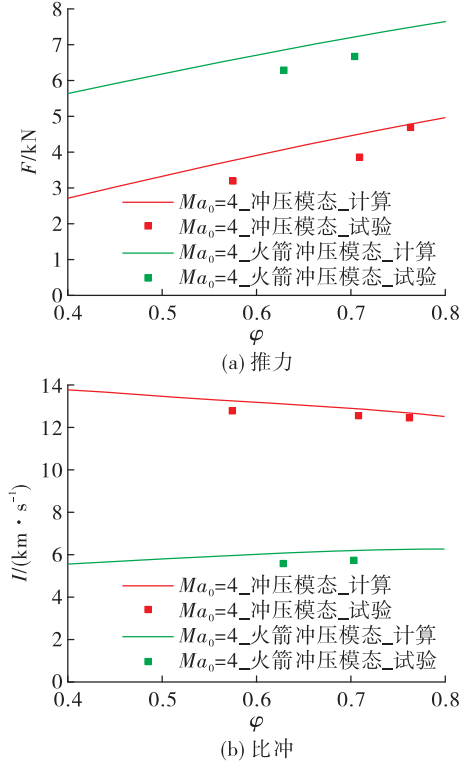


图2 $Ma_0=4$ 工况计算与自由射流试验结果对比

Fig. 2 Comparison between simulation and test data at $Ma_0=4$

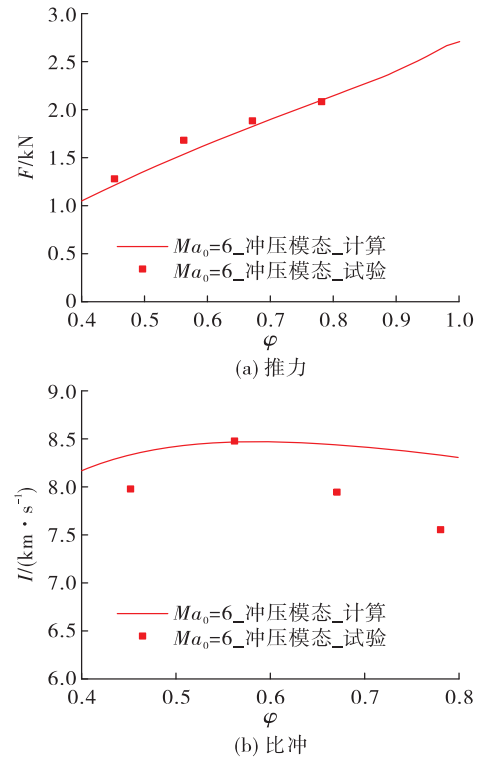


图3 $Ma_0=6$ 工况计算与自由射流试验结果对比

Fig. 3 Comparison between simulation and test data at $Ma_0=6$

1.3 计算方案

冲压分别采用煤油、 CH_4 、 H_2 燃料;火箭推力室燃料与冲压相同,火箭推力室氧化剂均为 O_2 ,火箭推力室混合比采用化学恰当比,火箭额定流量为 1 kg/s ,火箭推力室室压 3 MPa 。火箭引射模态冲压不供油,火箭冲压及冲压模态发动机当量比 $\varphi = 0.8$ 。

发动机火箭引射模态从 $Ma_0 = 0$ 、 $H = 0 \text{ km}$ 弹道点开始工作,按照 $H = 6.27 Ma_0$ 弹道爬升至 $Ma_0 = 2$ 、 $H = 12.54 \text{ km}$ 弹道点($Q = 50 \text{ kPa}$);而后以火箭冲压模态或冲压模态等动压爬升至 $Ma_0 = 8$ 、 $H = 30.48 \text{ km}$ 弹道点。

2 计算结果及分析

2.1 火箭引射模态

图4给出了火箭引射模态发动机推力、比冲曲线。3种燃料发动机推力、比冲特性一致,即随着飞行马赫数的增加,发动机推力、比冲均先略微减小后增加,并在 $Ma_0 = 0.3$ 达到最小值。相同工况下, H_2 推力、比冲最高, CH_4 次之,煤油最低。

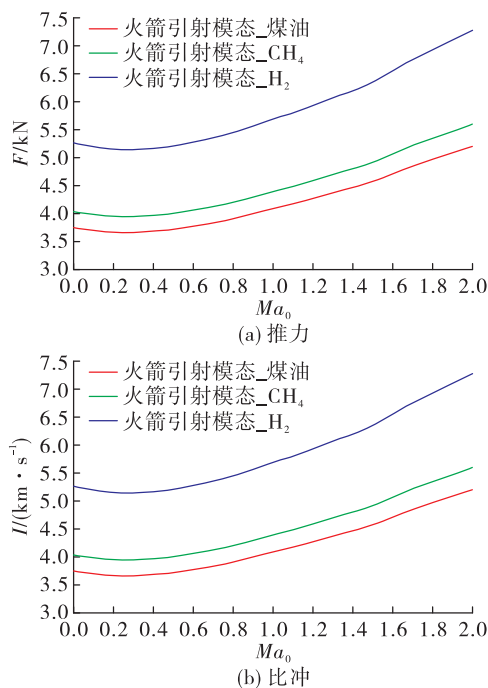


图4 火箭引射模态发动机性能曲线

Fig. 4 Engine performance on ejector mode

图5给出了以煤油性能为基准计算获得的发动机相对推力及相对比冲曲线。从图中可以看出, H_2 推力、比冲约是煤油的 1.40 倍, CH_4 推力、比冲约是煤油的 1.08 倍。

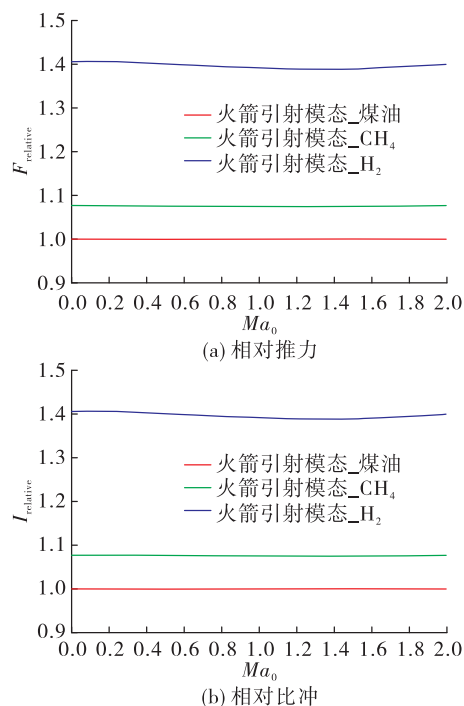


图5 火箭引射模态发动机相对性能曲线

Fig. 5 Engine relative performance on ejector mode

2.2 火箭冲压模态

图6给出了火箭冲压模态发动机推力、比冲曲线。随着飞行马赫数的增加,发动机推力、比冲均先增加后减小,并于 $Ma_0 = 3.7$ 达到最大值。相同工况下, H_2 推力、比冲最高, CH_4 次之,煤油最低。

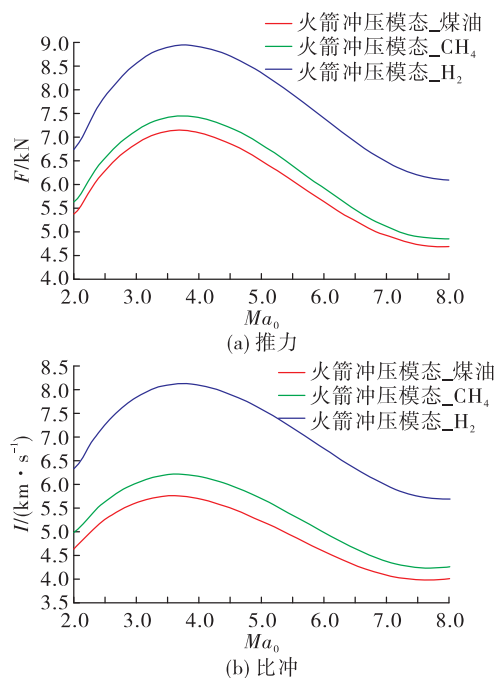


图6 火箭冲压模态发动机性能曲线

Fig. 6 Engine performance on rocket ramjet mode

图7给出了以煤油性能为基准计算获得的发动机相对推力、相对比冲曲线。图中可见, H_2 相对推力及相对比冲随着飞行马赫数增加先增加后减小, CH_4 相对推力及相对比冲基本保持不变。整体而言, H_2 推力约是煤油的1.28倍,比冲约是煤油的1.43倍; CH_4 推力约是煤油的1.04倍,比冲约是煤油的1.08倍。

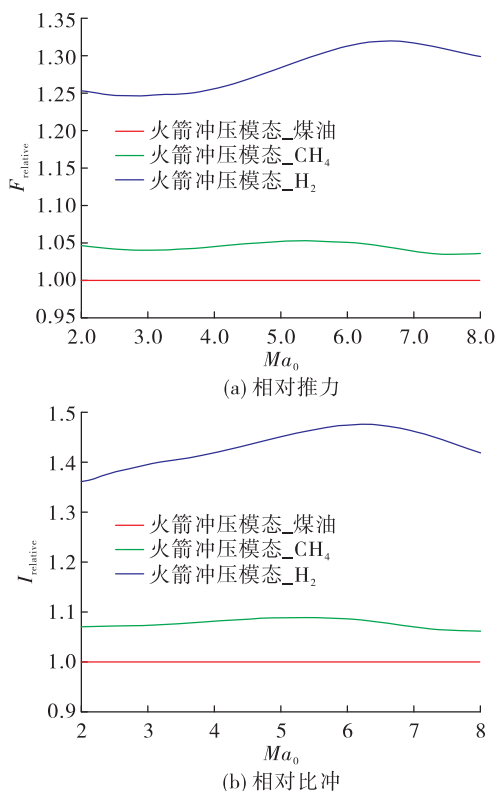


图7 火箭冲压模式发动机相对性能曲线

Fig. 7 Engine relative performance on rocket ramjet mode

2.3 冲压模式

图8给出了冲压模式发动机推力、比冲曲线。随着飞行马赫数的增加,发动机推力、比冲先增加后减小,并于 $Ma_0 = 3.7$ 达到最大值。相同工况下, H_2 推力最高,煤油次之, CH_4 最低; H_2 比冲最高, CH_4 次之,煤油最低。

图9给出了以煤油性能为基准计算获得的相对推力、相对比冲曲线。对于 H_2 ,随着飞行马赫数的增加,相对推力及相对比冲先增加后减小,并于 $Ma_0 = 6.6$ 达到最大值,整体而言, H_2 相对推力约为煤油1.14倍,相对比冲约为煤油的2.73倍。对于 CH_4 ,随着飞行马赫数增加,相对推力先略增后减小再略增

加,相对比冲基本保持不变,整体而言, CH_4 相对推力约为煤油的0.97倍,相对比冲约为煤油的1.17倍。

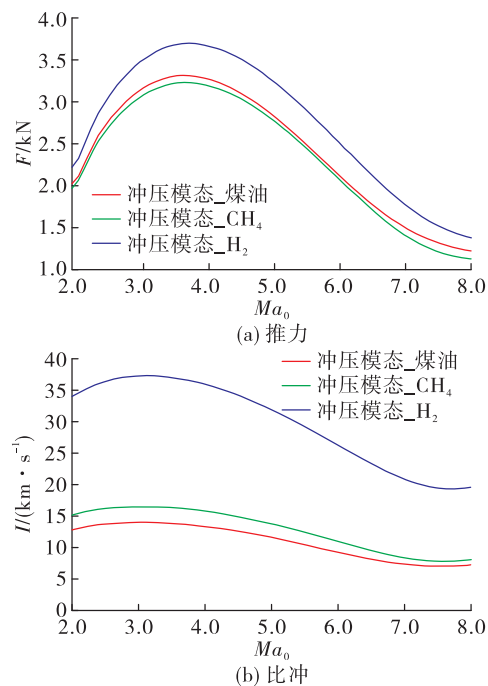


图8 冲压模式发动机性能曲线

Fig. 8 Engine performance on ramjet mode

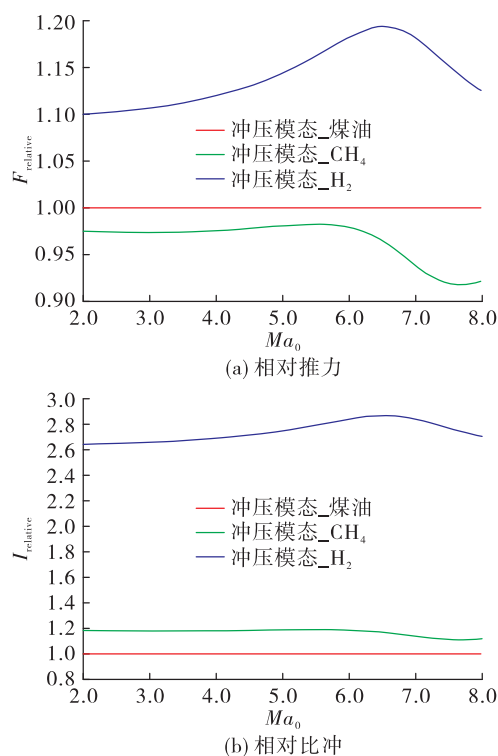


图9 冲压模式发动机相对性能曲线

Fig. 9 Engine relative performance on ramjet mode

3 结论

基于部件及发动机试验数据,建立了 RBCC 发动机部件特性模型,采用控制体法,发展了考虑热完全气体效应、化学平衡流动效应、黏性损失及热损失的 RBCC 发动机性能分析模型。针对几何结构可调尾喷管模型发动机,完成飞行 $Ma_0 = 0 \sim 8$ 范围采用煤油/ O_2 、 CH_4/O_2 、 H_2/O_2 推进剂组合发动机仿真,获得了不同工作模式下发动机性能,分析了燃料类型对推力、比冲的影响。在本文给定研究条件下,获得结论如下:

1) 火箭引射模式,随着飞行马赫数的增加,推力、比冲均先略微减小后增加。 $Ma_0 = 0 \sim 2$ 范围内, H_2 推力、比冲约是煤油燃料的 1.40 倍, CH_4 推力、比冲约是煤油燃料的 1.08 倍。

2) 火箭冲压模式,随着飞行马赫数的增加,推力、比冲均先增加后减小。 $Ma_0 = 2 \sim 8$ 范围内, H_2 推力约是煤油的 1.28 倍,比冲约是煤油的 1.43 倍; CH_4 推力约是煤油的 1.04 倍,比冲约是煤油的 1.08 倍。

3) 冲压模式,随着飞行马赫数的增加,推力、比冲均先增加后减小。 $Ma_0 = 2 \sim 8$ 范围内, H_2 推力约是煤油的 1.14 倍,比冲约是煤油的 2.73 倍; CH_4 推力约是煤油的 0.97 倍,比冲约是煤油的 1.17 倍。

参考文献:

- [1] ESCHER W, SCHNURSTEIN R. A retrospective on early cryogenic primary rocket subsystem designs as integrated into rocket-based combined-cycle (RBCC) engines[C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 1993.
- [2] EHRLICH C. Early studies of RBCC applications and lessons learned for today[C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 2000.
- [3] CZYSZ P, LITTLE M. Rocket based combined cycle engine (RBCC): A propulsion system for the 21st century[C]//5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference. Reston, Virginia; AIAA, 1993.
- [4] ESCHER W J D. A US history of airbreathing/rocket combined-cycle (RBCC) propulsion for powering future aerospace transports, with a look ahead to the year 2020 [EB/OL]. https://www.researchgate.net/publication/4690052_A_US_History_of_AirbreathingRocket_Combined-Cycle_RBCC_Propulsion_for_Powering_Future_Aerospace_Transports_with_a_Look_Ahead_to_the_Year_2020, 1999.
- [5] MCDANIEL J, GOYNE C, EDWARDS J, et al. US national center for hypersonic combined cycle propulsion: an overview [C]//16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia; AIAA, 2009.
- [6] KOUICHIRO T, SADATAKE T, KANENORI K, et al. Current status of researches of the combined cycle engine at JAXA[R]. ISABE-2011-1334.
- [7] ZHANG T T, WANG Z G, HUANG W, et al. The overall layout of rocket-based combined-cycle engines: a review[J]. Journal of Zhejiang University-SCIENCE A, 2019, 20(3): 163-183.
- [8] 张玫, 张蒙正, 刘昊. 火箭基组合循环动力研究进展[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 54-68.
- [9] ESCHER W, PRYOR D, HYDE E. Development of a 12-thrust chamber kerosene/oxygen primary rocket subsystem for an early (1964) air-augmented rocket ground test system[C]//9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia; AIAA, 1999.
- [10] HYDE E, ESCHER W, RODDY J. Marquardt's Mach 4.5 supercharged ejector ramjet high-performance aircraft engine project [C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 2000.
- [11] RATEKIN G. Rocketdyne RBCC engine concept development[R]. ISABE-99-7179.
- [12] BULMAN M, SIEBENHAAR A. The strujet engine: exploding the myths surrounding high speed airbreathing propulsion[C]//31st Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia; AIAA, 1995.
- [13] THOMAS S R, PALAC D T, TREFNY C J, et al. Performance evaluation of the NASA GTX RBCC flowpath [EB/OL]. https://www.researchgate.net/publication/24301438_Performance_Evaluation_of_the_NASA_GTX_RBCC_Flowpath, 2001.
- [14] 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.

- 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, Arizona; 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, 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, 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.