

空气涡轮火箭发动机性能仿真分析

朱 岩, 吴弈臻, 马 元, 南向谊
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 针对空气涡轮火箭 (ATR) 发动机展开研究, 在建立发动机全系统数学模型仿真系统的基础上, 研究不同推进剂组合对发动机性能影响, 并采用发动机组件关键参数对推力比冲影响分析方法, 确定发动机关键参数范围, 结果表明: 推力方面液氧甲烷 (LOX/CH₄) 推进剂更具优势, 比冲方面液氢液氧 (LOX/LH₂) 推进剂具有很大优势。发现涡轮效率提高对发动机比冲增益最为显著, 每提高 1% 涡轮效率比冲平均增加 9.1 s; 压气机效率的影响次之, 比冲平均增加 8.0 s。随着涡轮和压气机效率的增加, 发动机比冲增加而推力下降; 随着燃烧效率的增加, 发动机推力和比冲均增加。

关键词: ATR 发动机; 敏感参数; 性能指标; 推进剂

中图分类号: V430 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2021)03-0067-07

Simulation analysis of air turbo rocket engine

ZHU Yan, WU Yizhen, MA Yuan, NAN Xiangyi
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Based on the whole system mathematical model of Air Turbo Rocket, this paper focuses on Air Turbo Rocket engine research and the influence of different propellants on the engine. And based on the analysis the influence of key parameters of engine components on thrust and specific impulse, the range of key engine parameters was determined. The result shows: the liquid oxygen and methane propellant have relative advantage in thrust, and the liquid hydrogen and oxygen propellant have great advantage in specific impulse. The increase in turbine efficiency has the most significant impact on the engine specific impulse, for every 1% increase in turbine efficiency, the specific impulse increases by an average of 9.1 s. The effect of compressor efficiency is second, the specific impulse increases by an average of 8.0 s. As the efficiency of turbine and compressor efficiency increases, engine specific impulse increases and thrust decreases. As combustion efficiency increases, engine specific impulse and thrust increase.

Keywords: air turbo rocket engine; sensitive parameter; performance evaluation; propellant

收稿日期: 2020-08-19; 修回日期: 2020-09-12

基金项目: 军事科学院预先研究项目 (STS/MY-KFKT-2017004)

作者简介: 朱岩 (1991—), 男, 硕士, 研究领域为高超声速组合动力。

0 引言

高超声速飞行器一直是各国航空航天领域研究竞争的主要热点,高超声速飞行器具有速度快、跨速域空域等特点,单一类型的发动机难以适应全速域空域需求,若在不同飞行高度和速度使用不同的发动机,多个发动机有着干重过大的缺点。于是将不同类型的发动机有机的结合在一起,达到跨轨道、全速域飞行的目的。

空气涡轮火箭(air turbo rocket, ATR)作为各单项动力技术的有机融合,处在当今世界动力技术发展的前沿,是各动力强国研究的热点^[1]。欧洲导弹集团提出了基于 ATR 的“重装步兵”导弹概念,为陆军和海军提供“间接的精确打击能力,提出在推力变化范围大的情况下,ATR 组合动力是导弹动力系统的最佳选择^[2-3]。美国 CFDR 公司开展了小卫星运载器 LOX/RP 推进剂 ATR 研究,完成了样机研制,进行了热试车、总体应用论证和弹道优化研究。日本以巡航导弹、高速无人机为应用背景,进行单组元和固体推进剂 ATR 研究,2004 年,开始进行直联试验验证研究,完成了飞行试验样机研制^[4-5]。ATR 动力具有工作空域大、速域宽,技术难度小等特点,可满足未来新型飞行器动力需求,是高速飞行器理想的动力装置,具有重大的发展前景^[6]。

ATR 发动机仿真方面,西安航天动力研究所张留欢等开展飞行高度 20 km、3 Ma 速度条件下,空气涡轮火箭发动机(ATR)风车状态数值仿真研究^[7]。西北工业大学潘宏亮等建立了液体推进剂 ATR 发动机非线性气动热力模型,并将发生器与主燃烧室热力计算模块与涡轮发动机仿真迭代计算模块集成,可用于 ATR 发动机设计点和非设计点特性计算^[8]。西北工业大学刘洋等建立 ATR 发动机涡轮和压气机的工作特性模型,分别基于涡轮和压气机的工作环境先后采用两种不同的方法完成了二者的匹配,得到驱动涡轮燃气流量的定量调控规律^[9]。本文创新点在于通过对比分析不同推进剂和发动机敏感参数对推力比冲影响,确定发动机组件工作参数范围。

1 工作原理及参数选择

空气涡轮火箭发动机(ATR)是航空涡轮喷气

发动机与火箭发动机的有机组合,系统组成见图 1,核心组件包括:压气机、燃气发生器、涡轮、混流器、燃烧室及喷管^[10-11]。

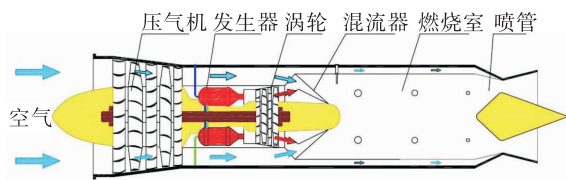


图 1 ATR 发动机系统原理示意图

Fig. 1 System schematic of ATR engine

ATR 发动机的工作原理:利用火箭燃气发生器产生高温、富燃燃气,驱动涡轮带动压气机,压气机吸入空气并增压,增压后的空气绕过涡轮进入燃烧室,与经涡轮做功后的富燃燃气进行二次燃烧,燃烧产物通过喷管产生推力^[12-13]。

ATR 发动机燃气发生器气体流路与空气流路并联,实现航空发动机中压气机内空气和涡轮内燃气功率、流量、压力等参数多重解耦^[14-15],实现富燃燃气和空气进入燃烧室前互不影响。涡轮前燃气参数(总温等)不受发动机来流空气参数影响^[16-17],这在一定程度上拓宽了 ATR 发动机的稳定工作包线(马赫数范围可达 0~4)^[18-20]。

由于涡轮由燃气发生器燃气驱动,不存在压气机与涡轮的气动耦合,ATR 发动机特性与火箭发动机或涡喷发动机有很大不同,需研究主要部件的工作参数:压气机增压比、涡轮落压比、发生器燃气热物性及部件效率等对比冲和比推力的影响,以合理选择设计参数,提高发动机性能。

在 ATR 发动机中,余气系数 α 和空燃比 M_a 的定义为

$$M_a = W_{a2}/W_{g4} \quad (1)$$

$$\alpha = M_a/M_{a_des} \quad (2)$$

式中: M_a 为发动机任意工况空燃比; M_{a_des} 为当量空燃比,即燃料和空气完全反应时的空燃比; W_{a2} 为进入进气道的空气质量流量; W_{g4} 为燃气发生器中的燃气质量流量。理论上 α 可以为 0 至高数值的任一数值,当 $\alpha > 1$ 时,发动机处于富氧燃烧状态,反之则处于富燃燃烧状态。

ATR 发动机比冲定义与喷气式发动机热力循环相近,不考虑飞行器引气和涡轮冷却时,ATR 发

动机性能参数如下

$$F_n = (W_{a2} + W_{g4})c_9 - W_{a2}c_0 + (p_9 - p_0)A_9 \tag{3}$$

$$I_{sp} = F_n/W_{g4} \tag{4}$$

$$N_C = W_{a2} \times Cp_{a2} \times T_2^* \left(\frac{\pi_C^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_C} \right) \tag{5}$$

$$N_T = W_{g4} \times Cp_{g4} \times T_4^* \times (1 - \pi_T^{\frac{1-k}{k}}) \eta_T \tag{6}$$

$$V = \sum_{i=1}^n \frac{W_i}{\rho_i} \tag{7}$$

式中: c_9 与 c_0 分别为喷管排气速度和空气流入进气道的速度; A_9 和 p_9 为喷管出口截面的面积和静压强; p_0 为环境大气压力; T_2^* 和 T_4^* 分别为压气机与涡轮入口总温; π_C 和 π_T 分别为压气机与涡轮压比; η_C 和 η_T 分别为压气机与涡轮的绝热效率; N_C 和 N_T 分别为压气机和涡轮的功率; V 为发动机推进剂体积流量; W_i 为推进剂各组分质量流量; ρ_i 为推进剂对应组分密度。

根据上述 ATR 发动机推力和比冲的定义及系统计算分析,影响比冲的主要因素有:涡轮效率、涡轮进口温度、涡轮落压比、燃烧效率、压气机效率、压气机压比等组件参数。事实上,比冲受多个参数的共同影响,通过对发动机设计点的性能仿真计算,可以定量地揭示各参数的变化对发动机性能的影响规律。

对 ATR 发动机的主要参数与比冲的相互关系进行分析计算。计算过程选取的主要发动机系统参数如表 1 所示。

表 1 ATR 发动机地面点主要系统参数

Tab. 1 Main system parameters of ATR engine design point

参数	数值
空气流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	20.00
压气机压比	3.00
压气机效率	0.85
涡轮落压比	10.00
涡轮效率	0.70
发生器效率	0.90
燃烧室效率	0.95
燃烧室总压恢复系数	0.98

以地面点作为设计点,只改变某一核心参数变化时发动机比冲性能的变化规律,主要分析的参数包括压气机效率、涡轮效率、燃烧室效率、涡轮落压比、涡轮入口温度。

2 推进剂影响分析

ATR 发动机中,富燃燃气驱动涡轮做功,根据表 1 中发动机地面点参数作为输入参数,选取了几种典型的液体火箭发动机推进剂作为驱动涡轮的工质,主要包括 LOX/CH₄、LOX/LH₂、N₂O₄/UDMH、H₂O₂/RP-1、LOX/RP-1,进行不同高度马赫数(0 ~ 22 km 0 ~ 4 Ma),不同推进剂的做功能力进行对比分析。

ATR 发动机推力性能比较如图 2 所示,ATR 发动机推力在地面点推力最大,马赫数在 1~4 变化过程中,发动机推力先增大后减小,不同推进剂下 ATR 发动机推力在 Ma = 2.5 处达到最大。在相同空气流量中 LOX/CH₄推进剂推力最大,H₂O₂/RPMa1 推进剂推力最小,LOX/CH₄推进剂最大推力为 24 kN,在 22 km、Ma = 4 的条件下推力最小为 12.9 kN,推力下降 46.3%;H₂O₂/RP-1 推进剂推力为 LOX/CH₄推进剂推力的 82.4%~88.4%,其余推进剂组合推力为 LOX/CH₄推进剂推力的 85% 以上。由此可以看出在本文设计参数条件下,LOX/CH₄推进剂推力最大,其余推进剂组合推力范围为 LOX/CH₄推进剂推力的 82%~92%。

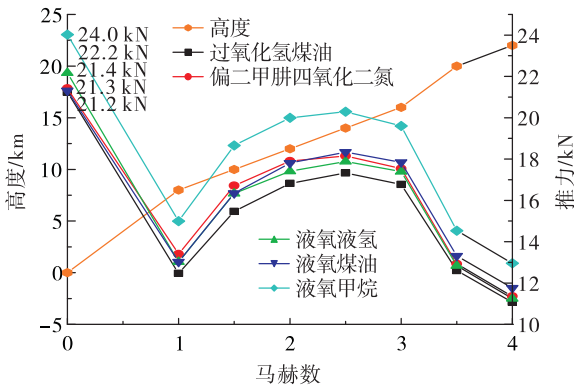


图 2 不同推进剂推力随马赫数高度变化

Fig. 2 Thrust of different propellants varies with height and Mach number

ATR 发动机比冲性能比较如图 3 所示,不同推

进剂下 ATR 发动机比冲呈先增大后降低的趋势。其中 LOX/LH₂ 推进剂比冲最高,在 2 260 ~ 2 522 s 之间,在 12 km、 $Ma = 2$ 的条件下比冲达到最大,最低比冲较最高比冲降低 10.3%; H₂O₂/RP-1 推进剂比冲最低,在 626 ~ 707 s 之间,最低比冲较最高比冲降低 11.5%,其余推进剂在 700 ~ 950 s 之间。

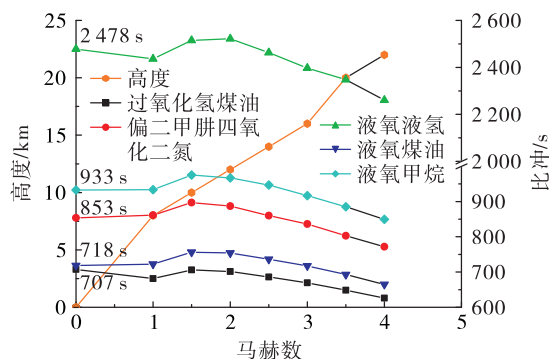


图3 不同推进剂比冲随马赫数高度变化

Fig. 3 Specific impulse of different propellants varies with height and Mach number

ATR 发动机余气系数比较如图 4 所示,其中 LOX/LH₂、H₂O₂/RP-1 推进剂余气系数大于 1,发动机的燃烧室处于富氧燃烧状态; LOX/CH₄、N₂O₄/UDMH、LOX/RP-1 推进剂余气系数小于 1,发动机燃烧室处于富燃燃烧状态。LOX/CH₄、LOX/RP-1 推进剂余气系数最低,范围为 0.58 ~ 0.66; LOX/LH₂ 余气系数最高,范围为 1.27 ~ 1.51。

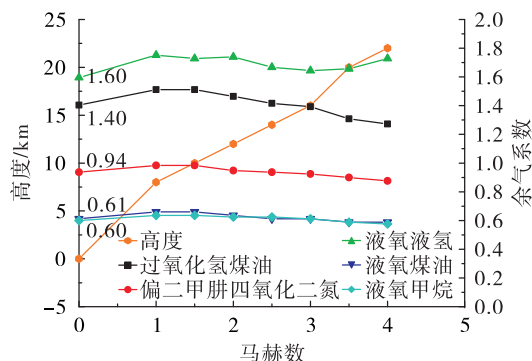


图4 不同推进剂余气系数随马赫数高度变化

Fig. 4 Residual gas coefficient of different propellants varies with height and Mach number

ATR 发动机推进剂体积流量比较如图 5 所示,由图可以看出推进剂体积流量变化趋势与推力变

化趋势相一致,均为先下降后上升再下降。其中 LOX/LH₂ 推进剂体积流量最大,范围是 4.1 ~ 7.4 L/s,最大推进剂需求位于地面点状态; N₂O₄/UDMH、LOX/RP-1、H₂O₂/RP-1 推进剂体积流量相近,范围是 1.9 ~ 3.9 L/s,较 LOX/LH₂ 推进剂需求降低约 53%; LOX/CH₄ 推进剂体积流量范围是 2.9 ~ 5.0 L/s,体积流量需求居中。

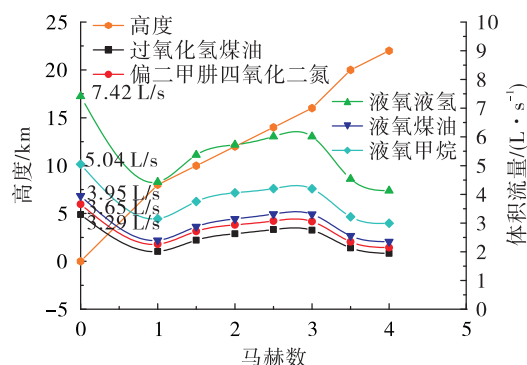


图5 不同推进剂体积流量随马赫数高度变化

Fig. 5 Volume flow of different propellants varies with height and Mach number

由上述参数可知,推力方面 LOX/CH₄ 推进剂具有相对优势,其余推进剂相对于 LOX/CH₄ 推进剂推力最大下降 18%; 比冲方面 LOX/LH₂ 推进剂具有很大优势,是其余推进剂比冲 2.65 ~ 3.22 倍,但液氢贮存温度较低,飞行器应用存在困难; 余气系数方面 N₂O₄/UDMH 推进剂在发动机燃烧室中更趋近于当量比,燃烧室燃气温度相对较高; 体积流量方面 N₂O₄/UDMH、LOX/RP-1、H₂O₂/RP-1 推进剂由于较高密度,具有较大优势,体积流量为 LOX/LH₂ 推进剂的 48.37% ~ 63.5%。

3 敏感参数分析

以表 1 中 ATR 发动机系统参数为基准,选取 LOX/RP-1 推进剂,进行压气机效率、涡轮效率、烧效率、涡轮落压比、涡轮入口温度和压气机压比等敏感参数分析,采用单一变量敏感参数分析方法,即在改变发动机系统某一参数时其他系统参数保持不变。

压气机效率、涡轮效率和燃烧效率在 0.1 ~ 0.95 变化范围内的比冲变化规律如图 6 所示。在此变化范围内,比冲随 3 种效率的变化近似为线性

增加趋势,以1%效率增加对比冲的增益进行比较,涡轮效率对比冲影响最显著,平均为9.1 s;压气机效率的影响次之,平均为8.0 s;燃烧效率的影响最小,平均为3.92 s。然而根据图7所示的推力变化规律,随着涡轮和压气机效率的增加,发动机推力下降;随着燃烧效率的增加,发动机推力增加。其原因为空气流量不变的情况下,涡轮和压气机效率的提高,使得单位燃气的出功能力提高,燃气发生器的燃气流量降幅大于推力的降幅,因而比冲单调递增。而燃烧室燃烧效率的提高,燃气发生器流量不变,燃烧室燃烧温度随之增加,推力持续增加、比冲较缓增加。

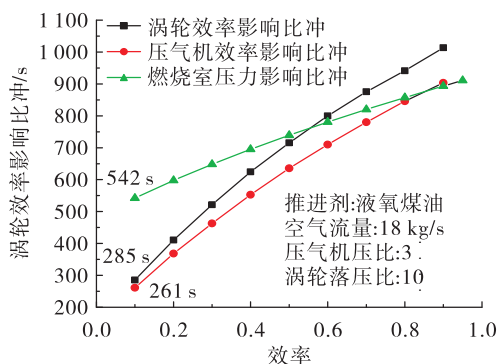


图6 组件效率对发动机比冲的影响

Fig. 6 Effect of component efficiency on engine specific impulse

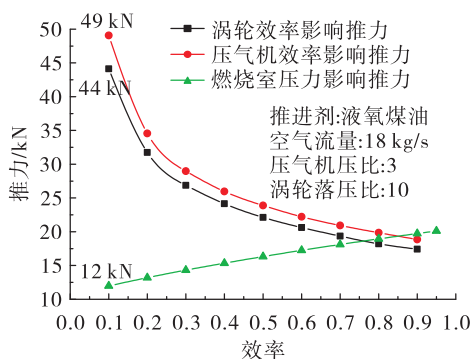


图7 组件效率对发动机推力的影响

Fig. 7 Effect of component efficiency on engine thrust

涡轮落压比的变化对发动机比冲的影响如图8所示,随着涡轮落压比的增加,单位燃气的做功能力提升,由于空气流量保持不变,燃气发生器燃气流量减少、燃烧室总质量流量降低、发动机推力降

低;由于燃气发生器流量降幅为73.5% (6.36 ~ 1.69 kg/s),降低幅度大于发动机推力降幅40.7% (28.93 ~ 17.17 kN),因此随着涡轮落压比从2增加至28,燃烧室余气系数迅速增加(0.33 ~ 1.26)、从富燃工况变为富氧工况、发动机比冲增幅达到123.6% (463 ~ 1 038 s)。落压比从2增加至12时,燃烧室余气系数从0.33增加到1.0,比冲增幅95%;从12增加至28时,余气系数从1.0增加至1.26,比冲增幅14.7%。综上所述,涡轮落压比的增加对ATR发动机比冲增加显著,但落压比增加带来涡轮级数增多、结构复杂、质量增加,且落压比过高时,对发动机比冲增益逐渐降低,因此优化落压比范围在8~16之间。

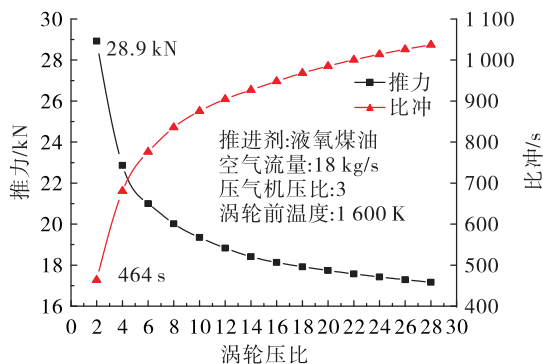


图8 涡轮落压比对发动机比冲的影响

Fig. 8 Effect of turbine drop pressure ratio on engine specific impulse

涡轮入口温度对发动机比冲的影响如图9所示,涡轮燃气做功能力如式(6)所示,保持落压比、涡轮效率不变,随着涡轮入口温度的增加,单位燃气的做功能力逐步提高,若压气机的输入功率不变,如式(5)所示,燃气发生器流量则降低。涡轮入口温度的提高,导致燃气流量降低,燃烧室余气系数上升,从富燃过渡至富氧状态,比冲显著增加,推力先增加后减小。其原因为:当余气系数小于1时,随着涡轮入口温度从900 K增加至1 800 K时,涡轮燃气流量减小64% (5.93 ~ 2.15 kg/s);当余气系数大于1时,随着涡轮入口温度从1 800 K增加至2 000 K时,涡轮燃气流量减小7.6% (2.15 ~ 1.98 kg/s)、余气系数提高、燃烧室温度降低,发动机推力降低3.5% (18.9 ~ 18.2 kN),比冲提高4.5% (900 ~

939 s)。涡轮入口燃气温度增加有利于燃气做功能力的提升,可提高发动机比冲。

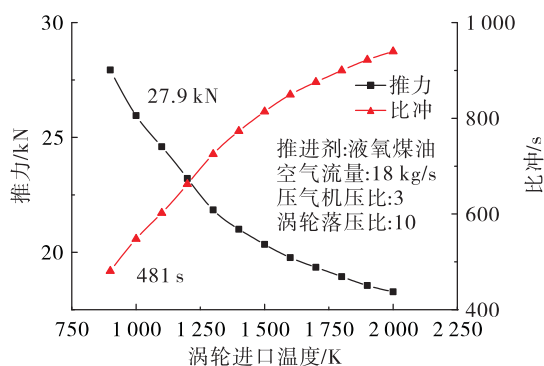


图9 涡轮入口温度对发动机比冲的影响

Fig. 9 Effect of turbine inlet temperature on engine specific impulse

压气机压比的变化对发动机比冲的影响如图10所示,随着压气机压比的增加,涡轮需求功率增大,燃烧室压力增大,由于空气流量保持不变,燃烧室总质量流量增加、发动机推力上升。由于ATR发动机工作特点,空气压气机压比范围不应超过10,且当空气压气机压比变化显著时,发动机迎风面积等关键结构参数发生较大变化,不利于同型发动机进行对比分析。所以选取空气压气机增压比2增加到10,发动机推力增加200% (12.6 ~ 37.7 kN),比冲降低27.4% (959 ~ 696 s),余气系数由1.58降低到0.38。综上所述,压气机压比的增加对ATR发动机推力增加显著,但增压比增加带来压气机级数增多、结构复杂、质量增加,且增压比过高时,对发动机推力增益逐渐降低,因此压气机增压比范围在2 ~ 5之间。

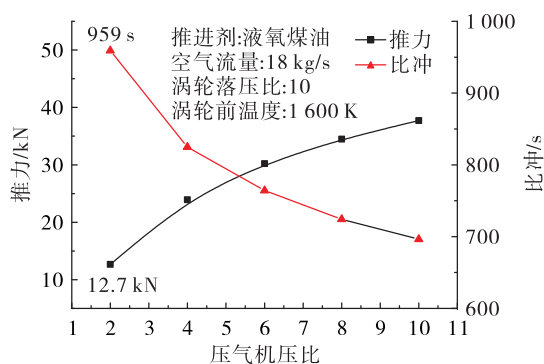


图10 压气机压比对发动机比冲的影响

Fig. 10 Effect of compressor pressure ratio on engine specific impulse

4 结论

本文针对ATR发动机进行了性能分析,主要结论如下:

1) 以1%效率增加为例,对比冲的增益进行比较,涡轮效率对比冲影响最显著,平均为9.1 s;压气机效率的影响次之,平均为8.0 s;燃烧效率的影响最小,平均为3.92 s。随着涡轮和压气机效率的增加,发动机比冲增加而推力下降;随着燃烧效率的增加,发动机推力和比冲均增加。

2) 不同推进剂对比方面,LOX/CH₄推进剂推力具有相对优势;比冲方面 LOX/LH₂推进剂具有很大优势,是其余推进剂比冲的2.65 ~ 3.22倍;余气系数方面 N₂O₄/UDMH推进剂在发动机燃烧室中更趋近于当量比;体积流量方面 N₂O₄/UDMH、LOX/RP-1、H₂O₂/RP-1推进剂由于密度较高,具有较大优势。

参考文献:

- [1] 南向谊,王拴虎,李平. 空气涡轮火箭发动机研究的进展及展望[J]. 火箭推进,2008,34(6): 31-35.
NAN X Y, WANG S H, LI P. Investigation on status and prospect of air turbine rocket[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(6): 31-35.
- [2] BOSSARD J, CHRISTENSEN K, POTH G. ATR propulsion system design and vehicle integration[C]//24th Joint Propulsion Conference. Boston, MA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1988.
- [3] COLLIE W, BURGUN R, HEINZEN S, et al. Advanced propulsion system design and integration for a turbojet powered unmanned aerial vehicle[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada. Reston, Virginia: AIAA, 2003.
- [4] CHRISTENSEN K L. Comparison of methods for calculating turbine work in the airturborocket[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(2): 256-261.
- [5] CETIN M, KARL W C, CASTANON D A. Feature enhancement and ATR performance using nonquadratic optimization-based SAR imaging[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(4): 1375-1395.
- [6] TANATSUGU N, NARUO Y, ROKUTANDA I. Test resultsof the air turbo ramjet for a future space plane[J]. Acta As-

- tronautica,1994,32(12):785-796.
- [7] 张留欢,逯婉若. 空气涡轮火箭发动机风车状态数值仿真研究[J]. 火箭推进,2015,41(6):16-20.
- ZHANG L H, LU W R. Numerical simulation of air turbo rocket engine at windmilling state[J]. Journal of Rocket Propulsion,2015,41(6):16-20.
- [8] 潘宏亮,周鹏. 空气涡轮液体火箭发动机建模与仿真研究[J]. 西北工业大学学报,2009,27(4):492-498.
- [9] 刘洋,蒲晓航,李江,等. 固体燃料 ATR 涡轮/压气机匹配方法研究[J]. 推进技术,2015,36(3):378-384.
- [10] SULLEREY R K, PRADEEP A M, KEDIA M. Performance comparison of air turbo rocket engine with different fuel systems[R]. AIAA 2003-4417.
- [11] TANATSUGU N. Development study on air turbo ramjet[J]. Journal of the Gas Turbine Society of Japan,2002,30(1):69-71.
- [12] 张留欢,刘熾,张蒙正. 基于碳氢燃料裂解工作的 ATR 发动机性能分析[J]. 火箭推进,2017,43(3):1-5.
- ZHANG L H, LIU Y, ZHANG M Z. Performance analysis of ATR engine working with cracking gas of hydrocarbon fuel[J]. Journal of Rocket Propulsion,2017,43(3):1-5.
- [13] 李文龙,郭海波,南向谊. 空气涡轮火箭发动机热力循环特性分析[J]. 火箭推进,2015,41(4):48-54.
- LI W L, GUO H B, NAN X Y. Analysis on thermodynamic cycle characteristics of air-turbo-rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion,2015,41(4):48-54.
- [14] NOBUHIRO T. Development study on airtur-boramjet, developments in high-speed-vehicle propulsion systems[M]. Washington DC: AIAA,1996.
- [15] TAKESHI K. Combined-cycle engines, encyclopedia of aerospace engineering [M]. [S. l.]:John Wiley & Sons, 2010.
- [16] 杨欣毅,沈伟,刘海峰,等. 一种弹用涡喷发动机风车启动数值仿真方法[J]. 航空动力学报,2010,25(8):1776-1782.
- [17] 张留欢,逯婉若,王君,等. 空气涡轮火箭组合发动机共同工作研究[J]. 航空动力学报,2018,33(3):763-768.
- [18] 潘宏亮,林彬彬,刘洋. 加力式空气涡轮火箭发动机特性研究[J]. 固体火箭技术,2010,33(6):650-655.
- [19] 刘洋,李江,刘诗昌,等. 固体燃料空气涡轮火箭发动机方案和技术研究[J]. 推进技术,2017,38(2):249-256.
- [20] 黄晨,项效镨,张彬彬,等. 膨胀式空气涡轮火箭最大状态调节规律与性能分析[J]. 工程热物理学报,2016,37(10):2070-2075.