

# ATR 发动机高马赫数工作特性仿真研究

刘 轶, 南向谊, 李光熙, 王 祎  
(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) 发动机在高空高马赫数的工作特性开展了研究, 建立了高马赫数下发动机与进排气系统一体化计算模型, 开展了进气道、燃气发生器、燃烧室和尾喷管的匹配工作特性及影响分析。同时对 ATR 发动机在该工作状态下的内流场进行了数值仿真分析, 并完成了高马赫数自由射流试验与流场仿真结果对比, 验证了发动机高马赫数工作特性的正确性。综合内流场数值仿真与试验验证结果分析认为 ATR 发动机在马赫数 3.5 时具有良好的性能, 涡轮机对来流空气具有一定的增压作用, 进气道工作状态稳定, 始终处于起动状态, 发动机的推力增益与仿真计算结果一致。

**关键词:** 空气涡轮火箭发动机; 自由射流试验; 工作特性; 仿真研究

**中图分类号:** V236      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1672-9374(2021)06-0055-07

## Simulation on working characteristics of ATR engine under high Mach number condition

LIU Yi, NAN Xiangyi, LI Guangxi, WANG Yi  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** This paper researched into the high-Mach property about the air turbo ramjet. It established the model of engine performance, analyzed the influence among the inlet, gas combustion and outlet to engine property, simulated the ATR engine internal flow field in the same working state, accomplished the free jet tests. Comparing the test result with the simulation result, it validated the veracity of high-Mach property. Research results indicate that ATR engine can work smoothly on 3.5 *Ma* and provide preferable performance. The turbofan can improve the flow pressure obviously. The inlet always has a steady and startup state. The thrust gain of the engine accords to anticipations.

**Keywords:** air turbo rocket engine; free jet test; working characteristics; simulation study

## 0 引言

空气涡轮火箭 (air turbo rocket, ATR) 发动机是一种由发生器燃气驱动的涡轮基组合动力, 对

支撑飞行器灵活进出临近空间具有极大的技术优势<sup>[1]</sup>。其相比传统涡轮发动机具有更高的推重比, 可实现飞行器水平起降、加速爬升; 最高工作马赫数可达到 4, 与冲压发动机组合可实现速域的

收稿日期: 2021-06-22; 修回日期: 2021-07-08

基金项目: 国防科技 173 计划技术领域基金 (2021-JCJQ-JJ-0405)

作者简介: 刘轶 (1986—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为组合动力系统设计。

无缝衔接;相比火箭发动机具有显著的比冲优势,且具有可重复使用特点。同时,ATR 发动机以液体燃气发生器为核心组件,依靠大变比燃气发生器,实现最大 10:1 的燃气流量调节,可实现发动机宽范围变工况工作能力,并具有较强的适应性和可控性,是新型临近空间飞行平台和武器装备的优选动力。

ATR 发动机作为加速型动力,通常与巡航型动力,如亚燃/超燃冲压发动机组合应用,可最大限度发挥其功用。研究 ATR 发动机在高马赫数的工作特性,有利于拓宽涡轮基发动机的工作边界,有助于其与冲压发动机在状态切换时制定调节策略。通常在发动机设计点参数固定的情况下,影响发动机工作特性的主要变量有燃气发生器流量、进气道的喘振裕度(通过进气道喉部面积调节实现)和喷管的喉部面积。发动机可工作的状态下必须保证进气道和压气机处于安全边界内,防止进气道不起动、压气机失速或堵塞等情况发生,此时上述影响发动机的多个变量的协同、匹配就显得尤为重要。

鉴于 ATR 发动机的优良性能及广阔的应用前景,美国、日本等许多国家相继开展了相关研究工作,获得了大量的试验数据<sup>[2]</sup>。近十年,为了满足可重复使用空天往返飞行器的动力需求,国内也逐渐开展了 ATR 发动机的研究工作,技术成熟度得到较大提升<sup>[3]</sup>。尤其是 ATR 发动机与冲压发动机的模态转换策略成为近年来的研究热点,故将 ATR 发动机在 3.5 Ma 的工作特性作为本文的研究目标。

本文通过对 ATR 发动机在高马赫数下理论分析、流场仿真以及试验研究,首次完成 3.5 Ma 工况下的 ATR 发动机自由射流试验,验证了 ATR 发动机高马赫数工况下的工作特性,为 ATR 发动机在 0~4 Ma 的范围内应用提供了重要依据。

## 1 ATR 发动机

ATR 发动机主要由燃气发生器、涡轮机(包括压气机、涡轮、轴系)、燃烧室、尾喷管以及燃油附件等组成。系统组成示意如图 1 所示。

发动机在地面静止状态下,燃气发生器进行

富燃工况下的化学燃烧反应,产生的富燃燃气驱动高速涡轮起旋,带动压气机转动,来流空气被压气机增压后,与驱动涡轮后的富燃燃气在燃烧室掺混组织二次燃烧,释热后经喷管加速排出,产生推力<sup>[4]</sup>。

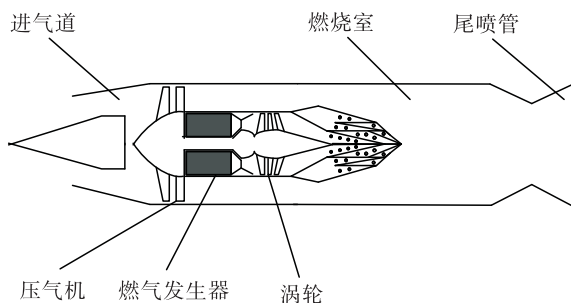


图 1 ATR 发动机组成示意图

Fig. 1 Structure diagram of ATR engine

## 2 发动机性能计算方法

采用部件法建立了 ATR 发动机的数学模型<sup>[5]</sup>,形成发动机特性计算模型,开发了性能计算程序。ATR 发动机性能计算的数学模型主要基于以下几条基本假设建立:

- 1) 气流为完全气体,符合理想气体状态方程。
- 2) 气流在发动机各部件中为一维、定常流动。
- 3) 气流流经进气道、压气机、涡轮、混流器和尾喷管时为绝热流动,采用定比热容计算。
- 4) 气流在尾喷管出口为完全膨胀状态。

其中,燃气发生器与燃烧室均采用平衡参数法<sup>[6]</sup>进行计算,压气机及涡轮利用已知的部件性能试验数据进行插值计算。此外,ATR 发动机能够稳态工作的前提是必须满足以下共同工作控制方程。

### 2.1 质量流量平衡

燃烧室内的燃气流量等于压气机吸入的空气流量与涡轮燃气流量之和,表示为

$$\dot{m}_7 = \dot{m}_2 + \dot{m}_4 \quad (1)$$

$$K_2 A_2 q(Ma_2) p_2 \sqrt{T_2} + K_4 A_4 q(Ma_4) p_4 \sqrt{T_4} = K_7 A_7 q(Ma_7) p_7 \sqrt{T_7} \quad (2)$$

式中:  $\dot{m}$  为单位时间通过某截面气体质量流量;  $A$  为某截面在垂直于来流方向的投影面积;  $K$  为关于

气体物性的常数;  $p$  为气体总压;  $T$  为气体总温;  $q(Ma)$  为流量函数; 下标 2 为压气机出口截面代号、4 为涡轮出口截面代号、7 为燃烧室出口截面代号。

## 2.2 压力平衡

考虑压力损失, 混流器中空气与燃气压力相等, 表示为

$$p_2 \pi_c = p_4 / \pi_t = p_7 \quad (3)$$

式中:  $\pi$  为压比; 下标 c 表示压气机、t 表示涡轮。

## 2.3 转速相同

压气机与涡轮的物理转速相同, 表示为

$$n_c = n_t \quad (4)$$

式中  $n$  表示物理转速。

## 2.4 功率平衡

涡轮与压气机功率平衡, 表示为

$$N_c = N_T \quad (5)$$

$$\dot{m}_2 c_{p2} T_2 (\pi_c^{\frac{k_2-1}{k_2}} - 1) / \eta_c = \dot{m}_4 c_{p4} T_4 (1 - 1/\pi_c^{\frac{k_4-1}{k_4}}) \eta_m / \eta_t \quad (6)$$

式中:  $N$  为功率;  $c_p$  为气体比定压热容;  $k$  为等熵指数;  $\eta$  为绝热效率。

## 2.5 发动机性能

根据上述共同工作控制方程, 利用牛顿-莱普生迭代法求解方程组可获得发动机的性能参数<sup>[7,12]</sup>, 主要性能参数定义如下。

1) 推力可表示为

$$F = \dot{m}_7 v_9 - \dot{m}_2 v_0 + (p_{s9} - p_{s0}) A_9 \quad (7)$$

式中:  $v$  为某截面气流速度;  $p_s$  为某截面静压; 下标 0 为进气道入口截面代号、9 为尾喷管出口截面代号。

2) 燃料比冲表示为

$$I_s = F / \dot{m}_4 \quad (8)$$

3) 对推力进行无量纲化, 称为推力系数, 表示为

$$C_F = F / (\rho_0 v_0^2 A_0 / 2) \quad (9)$$

式中  $\rho$  为密度。

## 3 发动机在高马赫数的特性分析

虽然 ATR 发动机的上限速度可达到 4 Ma, 但考虑到工程应用中, 铝合金的材料一般最高使用在 3.5 Ma, 而 4 Ma 时需提升飞机的材料体系; 同时在

ATR 与亚燃/超燃组合的类 TBCC 的 ATRR 发动机 (air turbo rocket and ramjet engine) 中<sup>[8]</sup>, 一般将 3.5 Ma 作为涡轮与冲压的优选模态转换点, 因此本文以马赫数 3.5 作为特征工况对 ATR 发动机的工作特性开展研究。

通过性能计算与分析, 图 2 给出了发动机主要性能参数随进气面积、排气面积以及燃气流量的调整而变化的情况。其中, 进气道喘振裕度表征了进气道的工作状态, 其值越小越靠近临界状态、进气道性能越高, 越大则超临界程度越深, 进气道性能越低; 压气机工作位置越大越靠近堵塞边界, 越小越靠近失速边界。

在燃气流量和尾喷管喉部面积不变时, 调节可调进气道, 使 ATR 发动机通道的进气面积不断加大, 空气量增加, 发动机转速呈下降趋势, 进气道向喘振边界移动, 结尾激波越靠近唇口, 此时压气机的抽吸能力下降, 逐渐向堵塞边界靠近。随着结尾激波向上游移动, 进气道总压恢复系数增加, 燃烧室压力呈上升趋势, 虽然压气机增压比随工作点位置增加而减小, 但发动机推力受空气流量和燃烧室压力增大影响呈上升趋势。

在燃气流量和进气面积不变时, 随着喷管喉部不断加大, 燃烧室压力逐渐减小, 发动机转速呈上升趋势, 进气道结尾激波向下游移动, 喘振裕度增加, 压气机前压力不断降低, 导致换算空气流量增加, 压气机工作线同样向堵塞边界移动。燃烧室流量不变的情况下, 发动机推力受燃烧室压力降低影响而下降。

在进气面积和尾喷管喉部面积不变时, 随着燃气流量增加, 转速升高, 由于进气道结尾激波位置较为稳定且空气流量不变, 压气机增压比变大, 压气机工作点位置向失速边界靠近。在压气机出口压力升高和空燃比减小的影响下, 燃烧室压力越来越大, 发动机推力增加, 比冲基本保持不变。

图 3 给出了单独调整某一变量, 对推力系数  $C_F$  和物理转速  $n_t$  变化的影响程度对比, 表 1 给出了统计结果。从图中可知, 相同变化幅度下, 燃气流量对推力的贡献相比于进、排气面积更大, 而进气面积和燃气流量对物理转速的影响程度相比于排气面积更大。

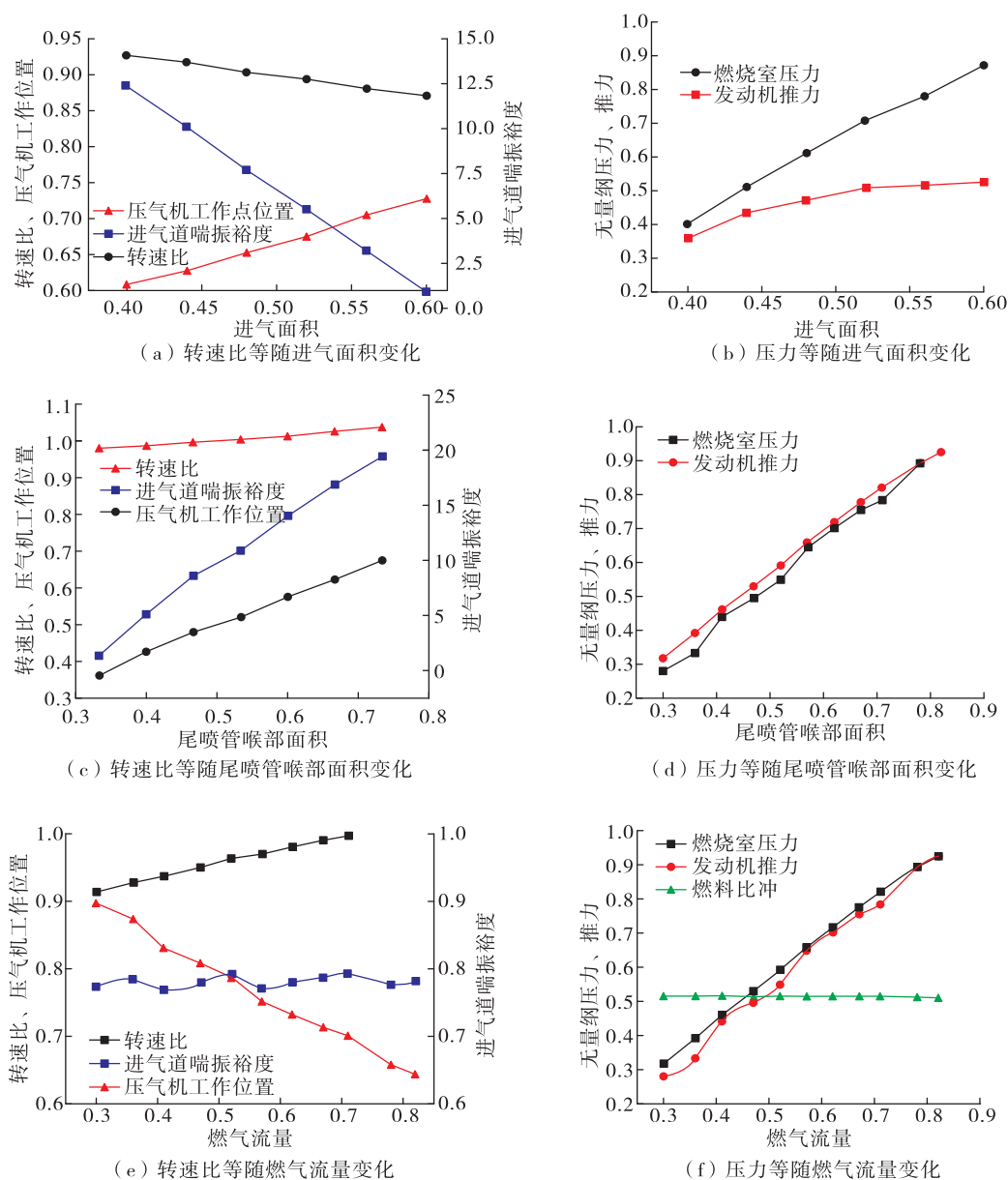


图2 发动机在高马赫数调节特性图

Fig. 2 Engine regulation characteristic at high-Mach number

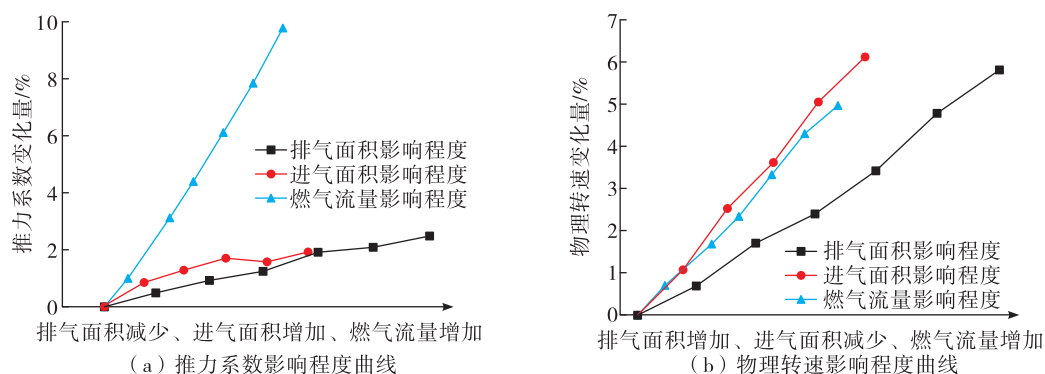


图3 发动机控制变量对推力系数和物理转速的影响程度曲线

Fig. 3 Influence of engine control variables on thrust coefficient and physical speed

表 1 发动机控制变量对推力系数和物理转速的影响程度

Tab. 1 Influence of engine control variables on thrust and physical speed			单位: %
$\Delta q_f$	$\Delta n_t$	$\Delta C_f$	
1	0.53	0.96	
$\Delta A_1$	$\Delta n_t$	$\Delta C_f$	
1	-0.51	0.16	
$\Delta A_8$	$\Delta n_t$	$\Delta C_f$	
1	0.30	-0.13	

将发动机工作范围扩展到整个包线,在发动机不超出安全边界的前提下可以获得 3 个变量在不同高度  $H$ 、马赫数  $Ma$ 、攻角  $\alpha$  下分别对应的推力系数、物理转速影响因子,即

$$\theta_{qf} = F_{C1}(H, Ma, \alpha) \quad (10)$$

$$\theta_{A1} = F_{C2}(H, Ma, \alpha) \quad (11)$$

$$\theta_{A8} = F_{C3}(H, Ma, \alpha) \quad (12)$$

$$\varepsilon_{qf} = F_{m1}(H, Ma, \alpha) \quad (13)$$

$$\varepsilon_{A1} = F_{m2}(H, Ma, \alpha) \quad (14)$$

$$\varepsilon_{A8} = F_{m3}(H, Ma, \alpha) \quad (15)$$

发动机工作过程中转速、推力系数随各变量的变化可表示为

$$\frac{dC_f}{dt} = \theta_{qf} \cdot \frac{dq_f}{dt} + \theta_{A1} \cdot \frac{dA_1}{dt} + \theta_{A8} \cdot \frac{dA_8}{dt} \quad (16)$$

$$\frac{dn_t}{dt} = \varepsilon_{qf} \cdot \frac{dq_f}{dt} + \varepsilon_{A1} \cdot \frac{dA_1}{dt} + \varepsilon_{A8} \cdot \frac{dA_8}{dt} \quad (17)$$

根据飞行器对动力的性能需求,在不同飞行阶段制定不同的控制策略,实现发动机的协同控制以获得相应推力。

#### 4 高马赫数内流场仿真分析

为验证 ATR 发动机的高马赫数模型准确性,并作为 ATR 发动机开展马赫数 3.5 自由射流试验的技术支撑,本文以马赫数 3.5 为目标工况,开展了发动机稳态流场仿真计算,获得发动机在高马赫数下的内流场激波系结构、涡轮机流场品质等。计算模型以真实尺寸发动机结构为基础,对旋转部件叶尖间隙、支架管路结构进行合理简化得到<sup>[9-10]</sup>。在网格划分过程中尽量选取六面体网格,保证建模精度的同时降低网格量,以达到缩短计算周期的目的。

将内流场计算域分为若干部件流场区域分别划分网格,并通过交界面进行关联。压气机叶轮、压气机串列叶栅、涡轮导流、涡轮等具有周期性几何特征的流场部分,先对单通道进行网格划分,后进行周期旋转形成完整的三维计算域<sup>[12]</sup>,网络划分如图 4 所示。

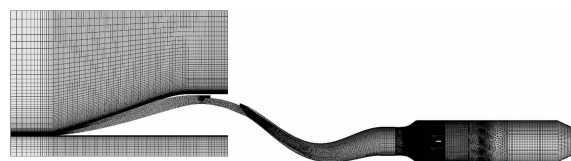


图 4 ATR 发动机内流场计算域网格

Fig. 4 The simulation meshes of internal flow field of ATR engine

流场仿真计算能够获得 ATR 发动机内流场流动细节<sup>[13]</sup>,能够对高马赫数试验工况下发动机及各部件的流动特性进行详细的分析。图 5 为进气道马赫数分布图,进气道采用内并联双流道形式,由 ATR 低速通道和冲压高速通道组成,试验工况来流马赫数略低于进气道设计马赫数,进气道处于亚临界工作状态。其中,进气道出口马赫数约为 0.18,进气道高速通道对低速通道起到溢流作用,进气道未发生明显喘振。

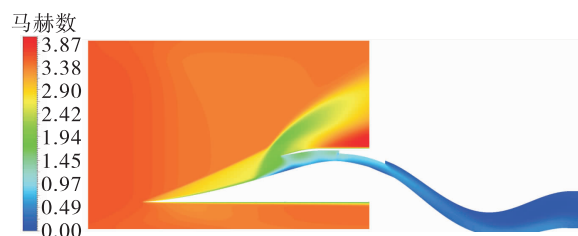


图 5 进气道马赫数分布

Fig. 5 The distribution of inlet Mach

图 6 为进气道出口畸变。对出口总压进行统计分析,可得进气道出口总压畸变率为  $(p_{0\max} - p_{0\min})/\bar{p}_0 \approx 9.15\%$ 。

图 7 为工作状态下压气机流场特性。由流线图可知,来流空气经压气机增压过程中未出现流动分离现象,压气机工作状态稳定。压气机叶轮出口主流速度在 115 ~ 200 m/s 之间。



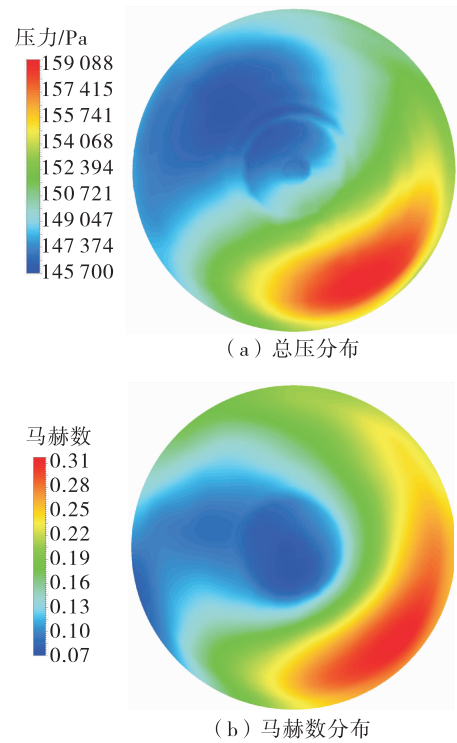


图 6 进气道出口畸变情况  
Fig. 6 The exit aberration of inlet

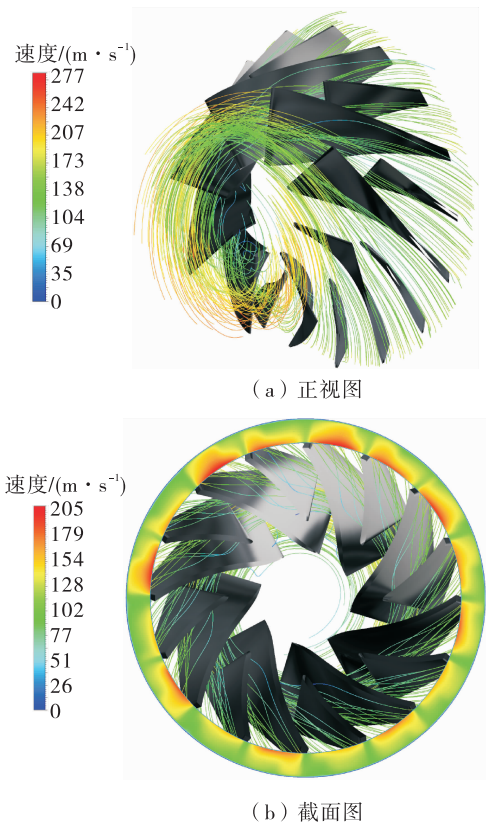


图 7 压气机流场流动特性  
Fig. 7 The flow characteristic of compressor

与压气机流场特性分析相似,图 8 为工作状态下涡轮流场特性。涡轮为部分进气形式的冲击式涡轮。从流场流线图可知,在导叶通道部分流域,燃气通流性良好;在非导叶流道部分,燃气通流性较差,流速较低,在部分流域出现了局部涡流。

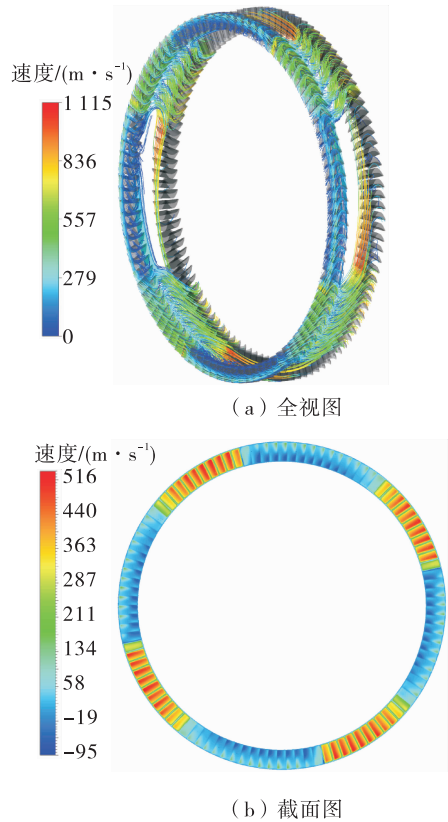


图 8 涡轮流场流动特性  
Fig. 8 The flow characteristic of turbo

## 5 高马赫数自由射流试验验证

为验证 ATR 发动机设计参数的匹配性及合理性,开展了高空自由射流试验,试验图像如图 9 所示,试验工况如表 2 所示。



图 9 试验图像  
Fig. 9 Free jet test diagram

表 2 自由射流试验模拟工况				
Tab. 2 Parameters of free jet test				
马赫数	空气流量/ ( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ )	燃料流量/ ( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ )	来流总压/ MPa	来流总温/ K
3.5	2.78	0.43	0.422	747.4

依据 ATR 发动机在高空高马赫数下的特性分析结果,制定了燃气流量、进气面积以及排气面积的协同调节方案<sup>[14-15]</sup>,马赫数 3.5 工况的试验结果表明:

- 1) ATR 发动机点火迅速,系统各组件在高空自由射流状态下工作匹配、协调、稳定;
- 2) 进气道处于亚临界状态,但在冲压高速通道溢流作用下,进气道工作稳定;
- 3) 涡轮机工作实测参数与仿真值相当,进气量误差为 3.62%,涡轮效率误差为 1.47%;
- 4) 发动机推力增益相比计算值偏高约 4.3%。

试验获得的燃烧室压力、推力增益变化曲线如图 10 所示。

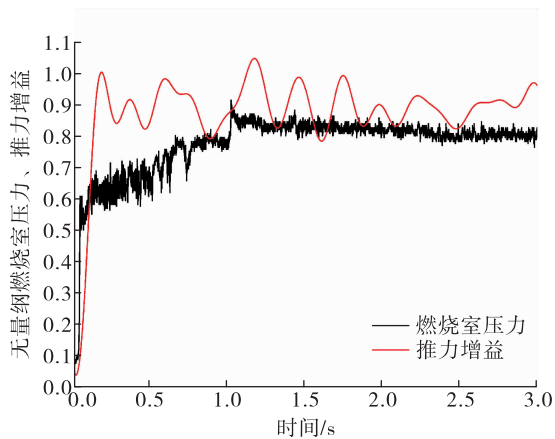


图 10 发动机典型参数变化曲线  
Fig. 10 The typical engine parameters

6 结论

通过对 ATR 发动机在高空高马赫数下开展工作特性研究,获得如下结论:

- 1) ATR 发动机与超声速进气道在马赫数 3.5 速度下工作协调、匹配,进气道始终处于启动状态,发动机能够稳定产生推力增益,与计算值相比误差

约为 4.3% ;

- 2) 根据试验结果,压气机增压比与计算值相比偏高约 5.8%,压气机在马赫数 3.5 下仍具有增压作用;

- 3) ATR 发动机在 3.5 Ma 时可靠工作,与双模态冲压发动机的工作下边界重叠,可作为涡轮基组合发动机“推力鸿沟”问题的解决方案加以研究<sup>[16]</sup>。

参考文献:

[1] 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.

[2] 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.

[3] 李文龙,李平,郭海波. 空气涡轮火箭发动机掺混燃烧研究进展[J]. 火箭推进,2011,37(6):14-19.

LI W L, LI P, GUO H B. Research progresses on turbulent mixing and combustion for air-turbo-rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion,2011,37(6):14-19.

[4] 李成. ATR 发动机数学模型和多学科设计方法研究[D]. 西安:西北工业大学,2016:19-26.

[5] 李文龙,李平,李光熙,等. 局部进气条件下空气涡轮火箭发动机掺混燃烧研究[J]. 推进技术,2013,34(9):1222-1230.

[6] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.

[7] 金军伟. 空气涡轮火箭发动机多变量调节规律与变循环性能研究[D]. 北京:中国科学院大学(中国科学院工程热物理研究所),2017.

[8] 黄晨. 膨胀式空气涡轮冲压发动机部件匹配及性能优化研究[D]. 北京:中国科学院大学(中国科学院工程热物理研究所),2018.

[9] 李飞. 空气涡轮火箭发动机富燃工质物性简化建模及加速过程仿真研究[D]. 北京:中国科学院大学(中国科学院工程热物理研究所),2020.

[10] CLOUGH J, LEWIS M. Component matching for the air turbo-rocket [C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA,2004.

- [10] ZHANG J Q, WANG Z G, LI Q L. Thermodynamic efficiency analysis and cycle optimization of deeply precooled combined cycle engine in the air-breathing mode[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 138:394-406.
- [11] LU F K, BRAUN E M. Rotating detonation wave propulsion: Experimental challenges, modeling, and engine concepts[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1125-1142.
- [12] JI Z F, ZHANG H Q, WANG B. Performance analysis of dual-duct rotating detonation aero-turbine engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 92:806-819.
- [13] 计自飞, 张会强, 谢峤峰, 等. 连续旋转爆震涡轮发动机热力过程与性能分析[J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2018, 58(10):899-905.
- [14] SICHEL M, FOSTER J C. The ground impulse generated by a plane fuel-air explosion with side relief[J]. *Acta Astronautica*, 1979, 6(3/4):243-256.
- [15] YI T H, LOU J, TURANGAN C, et al. Propulsive performance of a continuously rotating detonation engine [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(1):171-181.
- [16] BRAUN E M, LU F K, WILSON D R, et al. Airbreathing rotating detonation wave engine cycle analysis[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 27(1):201-208.
- [17] SCHWER D, KAILASANATH K. Numerical investigation of the physics of rotating-detonation-engines[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2):2195-2202.
- [18] SCHWER D, KAILASANATH K. Fluid dynamics of rotating detonation engines with hydrogen and hydrocarbon fuels[Z]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013.

~~~~~  
(上接第 61 页)

- [11] 屠秋野, 陈玉春, 苏三买, 等. 固体推进剂吸气式涡轮火箭发动机的建模及特征研究[J]. *固体火箭技术*, 2006, 29(5):317-319.
- [12] 陈湘, 陈玉春, 屠秋野, 等. 空气涡轮火箭发动机的性能研究[J]. *弹箭与制导学报*, 2009, 29(2):162-165.
- [13] MINATO R, HIGASHINO K, TANATSUGU N. Design and performance analysis of bio-ethanol fueled GG-cycle air turbo ramjet engine[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [14] MIRANDA I R, FERNÁNDEZ VILLACÉ V, PANIAGUA G. Modeling, analysis and optimization of the air-turbo-rocket expander engine [C]//18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [15] PEEBLES C. Learning from experience: case studies of the hyper-X project[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: AIAA, 2009.
- [16] DAVIS M C, SIM A G, RHODE M, et al. Wind-tunnel results of the B-52B with the X-43A stack[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(4):871-877.