

空气涡轮火箭组合发动机共同工作研究

张留欢, 逯婉若, 王 君, 李光熙

(中国航天科技集团有限公司 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 根据空气涡轮火箭组合发动机工作原理,明确了发动机共同工作条件,建立了发动机共同工作方程,得到了发动机共同工作线,并给出了影响空气涡轮火箭组合发动机共同工作线位置的两个因素:尾喷管喉部面积和涡轮前燃气总温。基于共同工作方程,分析了两因素对发动机共同工作线的影响规律。结果表明:在同一转速线上,随着尾喷管喉部面积或涡轮前燃气总温增大,发动机空气质量流量增大,压气机增压比降低,共同工作线整体向右下方移动;尾喷管喉部面积和涡轮前燃气总温增大或减小使空气涡轮火箭组合发动机共同工作线移动的方向是相同的,但尾喷管喉部面积变化对共同工作线位置移动的影响程度大于涡轮前燃气总温。

关 键 词: 空气涡轮火箭组合发动机; 共同工作; 尾喷管喉部面积; 涡轮前燃气总温; 影响规律

中图分类号: V23

文献标志码: A

Analysis of co-work for air turbo rocket

ZHANG Liuhuan, LU Wanruo, WANG Jun, LI Guangxi

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: Based on the principle of air turbo rocket, the condition, equation and line of co-work and its influence factors were presented. According to the co-working equation, the influence law of area of the throat for nozzle and total temperature of gas at the inlet of turbine on the co-working line was given. The result showed that the mass flow rate of air for the engine increased and the pressure ratio of compressor decreased as the numerical value of area of the throat for nozzle or total temperature of gas at the inlet of turbine increased on the same rotational velocity line, which made the co-working line move toward lower right direction. The influence law of area of the throat for nozzle and total temperature of gas at the inlet of turbine on the co-working line was similar, but the influence effect of area of the throat for nozzle was more obvious.

Key words: air turbo rocket; co-work; area of the throat for nozzle; total temperature of gas at the inlet of turbine; influence law

目前,新型组合动力装置是各国航天领域争相研究的热点。空气涡轮火箭组合发动机(air turbo rocket, ATR)作为一种组合循环发动机,将火箭发动机与航空加力式涡轮喷气发动机进行有

机组合,其工作高度、速度适应范围广^[1-2],可作为临近空间飞行器的新型动力。ATR基本工作原理是使用独立于空气系统的火箭发动机(又称燃气发生器),直接驱动涡轮带动压气机工作,大气

收稿日期: 2016-09-09

基金项目: 航天支撑技术项目(617010406)

作者简介: 张留欢(1986—),男,工程师,硕士生,主要从事组合推进系统气动热力技术研究。

引用格式: 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. ZHANG Liuhuan, LU Wanruo, WANG Jun, et al. Analysis of co-work for air turbo rocket[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3):763-768.

中的空气经压气机增压后直接进入涡轮后的燃烧室,在燃烧室内和经过涡轮做功后的富燃燃气进行燃烧,生成的高温燃气通过喷管膨胀产生推力^[1]。ATR 将传统涡轮喷气发动机主燃烧室更换为独立的火箭发动机,直接为涡轮提供驱动工质,在结构上实现压气机空气路与涡轮燃气路并联,将流经压气机的空气参数与涡轮来流参数解耦,使得涡轮来流参数不受飞行工况影响,有利于发动机宽范围工作,控制调节简便。

美国、日本从 20 世纪 80 年代开始进行了多种 ATR 总体方案设计和试验研究,推动了 ATR 工程化应用^[3-8]。其中,CFD 研究公司(CFD Research Corporation)完成了 ATR 的飞行试验。国内针对 ATR 的研究多集中在理论计算和方案设计方面。李文龙等^[9]、屠秋野等^[10]开展了 ATR 热力循环特性分析,获得了涡轮落压比等热力参数对 ATR 推力性能的影响规律。潘宏亮等^[11]进行了 ATR 建模与仿真研究,获得了发动机设计点与非设计点性能计算方法。李成等^[12]建立了 ATR 过渡态模型,获得了 ATR 供油应遵循的规律。刘宁^[13]针对 ATR 开展了基于化学平衡的富燃燃气工质涡轮性能分析与优化研究。李文龙、孙得川等^[14-15]开展了 ATR 燃烧室掺混方案的设计与仿真研究,给出了影响掺混效率的主要因素。张留欢等^[16]开展了 ATR 风车状态数值计算研究,给出了风车转速与内阻力的数值计算方法。刘洋等^[17]开展了固体燃料 ATR 涡轮/压气机匹配方法研究。

以上文献多集中在 ATR 热力计算或组件性能研究方面。然而,与航空发动机类似,ATR 在工作过程中各组件热力参数耦合,存在共同工作问题。关于这方面,目前鲜见公开文献研究。本文基于流动和热力平衡关系,给出了 ATR 共同工作方程及共同工作线,研究了尾喷管喉部面积、涡轮前燃气总温等参数对 ATR 共同工作线的影响规律,对 ATR 研究具有一定参考意义。

1 ATR 共同工作

ATR 主要由压气机、火箭发动机(燃气发生器)、涡轮、燃烧室、尾喷管及附件系统等组成。图 1 给出了 ATR 组成及截面划分示意图。考虑发动机远前端来流截面(序号 0)及进气道入口截面(序号 1),给定发动机入口(即压气机入口)截面序号为 2,发动机出口(即尾喷管出口)截面序号为 8。各截面序号命名具体见表 1。

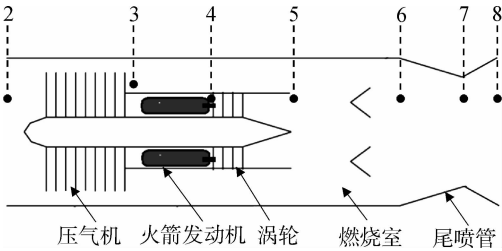


图 1 ATR 及其截面示意图
Fig. 1 Sketch of ATR and its sections

表 1 ATR 各截面序号
Table 1 Serial numbers of sections for ATR

序号	截面
2	压气机入口(发动机入口)
3	压气机出口
4	涡轮入口
5	燃烧室入口(涡轮出口)
6	燃烧室出口(尾喷管入口)
7	尾喷管喉部
8	尾喷管出口(发动机出口)

1.1 共同工作条件

ATR 共同工作条件是在稳定工作过程中发动机各组件必须满足的相互制约条件。假设发动机工质为热完全气体,且不考虑压气机与涡轮出口工质沿程流动损失、机械功损失、燃烧不完全损失、热量损失等,则有

1) 涡轮与压气机物理转速平衡

$$n_c = n_t \tag{1}$$

式中 n 表示物理转速,下标 c 表示压气机, t 表示涡轮,下同。

2) 发动机流道压力平衡

$$p_2 \pi_c = \frac{p_4}{\pi_t} = p_7 \tag{2}$$

式中 p 表示气体总压, π 为压比,下标的数字序号为表 1 所示截面,下同。

3) 气体质量流量平衡

$$\dot{m}_7 = \dot{m}_2 + \dot{m}_4 \tag{3}$$

$$K_7 A_7 q(\lambda_7) \frac{p_7}{\sqrt{T_7}} = K_2 A_2 q(\lambda_2) \frac{p_2}{\sqrt{T_2}} + K_4 A_4 q(\lambda_4) \frac{p_4}{\sqrt{T_4}} \tag{4}$$

式中 $\dot{m}$ 表示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, T 为气体总温, $q(\lambda)$ 为流量

函数。与单轴航空加力涡喷发动机通过涡轮的燃气流量与空气流量基本相等(忽略燃油)的情况不同,ATR 涡轮流路与压气机流路并联,其空气流量加上通过涡轮的燃气流量等于尾喷管喉部截面流量。这是两者最明显的不同,也直接影响下面的共同工作方程建立。考虑涡轮喉部与尾喷管喉部均为临界状态,则有 $q(\lambda_4)=1$ 和 $q(\lambda_7)=1$ 。此时有

$$K_7 A_7 \frac{p_7}{\sqrt{T_7}} = K_2 A_2 q(\lambda_2) \frac{p_2}{\sqrt{T_2}} + K_4 A_4 \frac{p_4}{\sqrt{T_4}} \tag{5}$$

将式(2)代入式(5),等式两边进行简化计算后得到

$$\frac{K_7 A_7}{K_2 A_2} \cdot \frac{\sqrt{T_2}}{\sqrt{T_7}} \cdot \frac{1}{\pi_t} = \frac{q(\lambda_2)}{\pi_c \pi_t} + \frac{K_4 A_4}{K_2 A_2} \cdot \frac{\sqrt{T_2}}{\sqrt{T_4}} \tag{6}$$

进一步有

$$\frac{K_7 A_7}{K_2 A_2} \cdot \frac{\sqrt{T_2}}{\sqrt{T_7}} \cdot \frac{1}{\pi_t} - \frac{q(\lambda_2)}{\pi_c \pi_t} = \frac{K_4 A_4}{K_2 A_2} \cdot \frac{\sqrt{T_2}}{\sqrt{T_4}} \tag{7}$$

式中尾喷管喉部总温 T_7 (等于燃烧室总温)与燃烧室余气系数 α 一一对应(忽略燃烧室压力影响),即有 $T_7=f(\alpha)$ 。此处,定义油气比 β 有

$$\beta = \frac{\dot{m}_4}{\dot{m}_2} = \frac{K_4 A_4}{K_2 A_2} \cdot \frac{\sqrt{T_2}}{\sqrt{T_4}} \cdot \frac{\pi_c \pi_t}{q(\lambda_2)} \tag{8}$$

$$\alpha = \frac{\beta_{\text{spt}}}{\beta} \tag{9}$$

式中下标 apt 表示恰当油气比,则有

$$T_7 = f[T_2, T_4, \pi_c, \pi_t, q(\lambda_2)] \tag{10}$$

即燃烧室燃烧总温与来流空气总温、火箭发动机燃气总温、压气机特性、涡轮落压比等参数有关。

4) 涡轮与压气机功率平衡

$$P_c = P_t \tag{11}$$

$$\dot{m}_2 c_{p2} T_2 \left(\pi_c^{\frac{\kappa_2-1}{\kappa_2}} - 1 \right) / \eta_c = \dot{m}_4 c_{p4} T_4 \left[1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{\kappa_4-1}{\kappa_4}}} \right] \eta_t \tag{12}$$

式中 P 表示功率, c_p 为气体比定压热容, κ 为等熵热指数, η 为绝热效率。将 $\dot{m}_2$ 、 $\dot{m}_4$ 展开后,则有

$$K_2 A_2 q(\lambda_2) \frac{p_2}{\sqrt{T_2}} c_{p2} T_2 \left(\pi_c^{\frac{\kappa_2-1}{\kappa_2}} - 1 \right) / \eta_c = K_4 A_4 \frac{p_4}{\sqrt{T_4}} c_{p4} T_4 \left[1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{\kappa_4-1}{\kappa_4}}} \right] \eta_t \tag{13}$$

将式(2)代入式(13),等式两边进行简化计算后得到

$$\frac{q(\lambda_2)}{\pi_c \pi_t} \cdot \frac{\left(\pi_c^{\frac{\kappa_2-1}{\kappa_2}} - 1 \right) / \eta_c}{\left[1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{\kappa_4-1}{\kappa_4}}} \right] \eta_t} = \frac{K_4 A_4}{K_2 A_2} \cdot \frac{c_{p4}}{c_{p2}} \cdot \frac{\sqrt{T_4}}{\sqrt{T_2}} \tag{14}$$

1.2 共同工作方程

式(7)等号右边乘以 $\frac{c_{p4}}{c_{p2}} \cdot \frac{T_4}{T_2}$ 后等于式(14),

则有

$$\frac{q(\lambda_2)}{\pi_c} \cdot \frac{\left(\pi_c^{\frac{\kappa_2-1}{\kappa_2}} - 1 \right) / \eta_c}{\left[1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{\kappa_4-1}{\kappa_4}}} \right] \eta_t} = \left[\frac{K_7 A_7}{K_2 A_2} \cdot \frac{\sqrt{T_2}}{\sqrt{T_7}} - \frac{q(\lambda_2)}{\pi_c} \right] \frac{c_{p4}}{c_{p2}} \cdot \frac{T_4}{T_2} \tag{15}$$

进一步有

$$\left[\frac{q(\lambda_2)}{\pi_c} \cdot \frac{\left(\pi_c^{\frac{\kappa_2-1}{\kappa_2}} - 1 \right) / \eta_c}{\left[1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{\kappa_4-1}{\kappa_4}}} \right] \eta_t} + \frac{q(\lambda_2)}{\pi_c} \cdot \frac{c_{p4}}{c_{p2}} \cdot \frac{T_4}{T_2} \right] \cdot \frac{\sqrt{T_7}}{K_7} = \frac{A_7}{K_2 A_2} \cdot \frac{c_{p4}}{c_{p2}} \cdot \frac{T_4}{\sqrt{T_2}} \tag{16}$$

在 ATR 工作过程中,将火箭发动机混合比(或解离度)给定,以保证涡轮前燃气总温恒定(T_4 、 c_{p4} 等参数恒定)。因此,在飞行工况及发动机几何结构一定(K_2 、 A_2 、 c_{p2} 、 T_2 、 A_7 等参数一定)条件下,式(16)右侧为常数,则有

$$\left[\frac{q(\lambda_2)}{\pi_c} \cdot \frac{\left(\pi_c^{\frac{\kappa_2-1}{\kappa_2}} - 1 \right) / \eta_c}{\left[1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{\kappa_4-1}{\kappa_4}}} \right] \eta_t} + \frac{q(\lambda_2)}{\pi_c} \cdot \frac{c_{p4}}{c_{p2}} \cdot \frac{T_4}{T_2} \right] \cdot \frac{\sqrt{T_7}}{K_7} = \frac{A_7}{K_2 A_2} \cdot \frac{c_{p4}}{c_{p2}} \cdot \frac{T_4}{\sqrt{T_2}} = \text{const} \tag{17}$$

式(17)即为特定条件下 ATR 各部件的共同工作方程,其主要体现了压气机、涡轮与尾喷管等组件之间的相互约束。式(17)中,未知数有 $q(\lambda_2)$ 、 π_c 、 π_t 、 η_t 、 T_7 、 K_7 。其中,在压气机特性同一转速线上 $q(\lambda_2)$ 与 π_c 一一对应,涡轮特性中同一转速(与压气机转速相等)线上 π_t 与 η_t 一一对应, T_7 由 $q(\lambda_2)$ 、 π_c 、 π_t 直接决定, K_7 与 T_7 一一对应,因此,最终式(17)可归结为关于 $q(\lambda_2)$ (或 π_c)、 π_t (或 η_t) 两个变量的方程。只要知道特定转速下,上述其中一个参数的具体数值,即可由式(17)计算得到剩余未知数。

1.3 共同工作线

通常在压气机特性图上用来表示共同工作方

程的曲线就是共同工作线,它是发动机各部件在每一稳定状态下共同工作点的连线。本文采用文献[18]方法,在压气机和涡轮特性(同一换算转速线)中分别试凑 $q(\lambda_2)$ (或 π_c)、 π_t (或 η_t),使式(17)左右两侧数值相等。在 ATR 用压气机特性图上,将所有折合转速线上的共同工作点相连,绘制出 ATR 共同工作线,具体见图 2(黑色实线)。其中,发动机入口总温 $T_2 = 288\text{ K}$ ($c_{p2} = 1\,004\text{ J/(kg}\cdot\text{K)}$), $K_2 = 0.040\,42\text{ (K}^{\frac{1}{2}}\cdot\text{s)/m}$), 入口面积 A_2 固定为 A_{2d} , 发动机涡轮前燃气总温 T_4 恒为 T_{4d} (c_{p4} 为 c_{p4d}), 尾喷管喉部几何面积固定为 A_{7d} (下标 d 表示设计点取值)。此时,式(17)右侧恒为常数。图 2 中横坐标为压气机流量函数 $q(\lambda_2)$, 纵坐标为压气机增压比 π_c , 压气机特性线左侧边界为喘振边界线(虚线)。

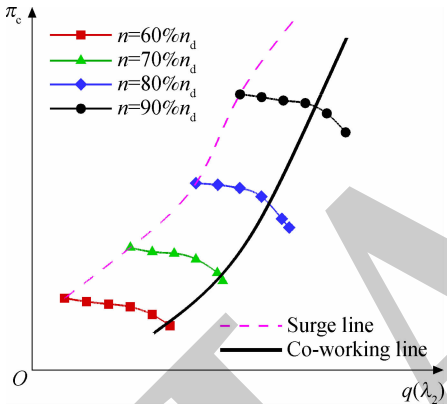


图 2 ATR 共同工作线

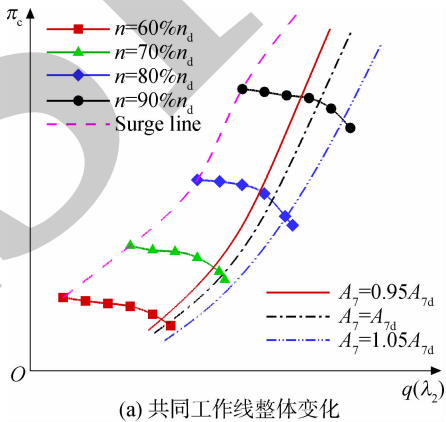
Fig. 2 Co-working line of ATR

2 影响因素及规律

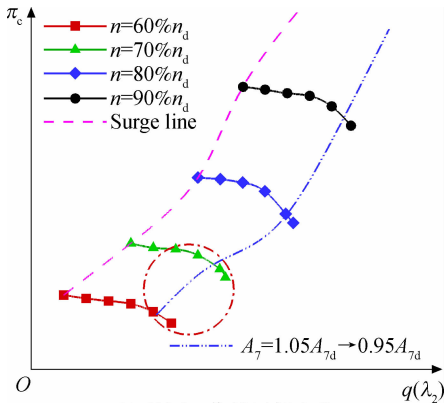
根据共同工作方程(式(17)), A_7 、 T_4 取值直接影响方程右侧常值大小,进而影响其共同工作线变化。图 2 给出了发动机尾喷管喉部几何面积 A_7 、涡轮前燃气总温 T_4 分别为固定值 A_{7d} 、 T_{4d} 时 ATR 的共同工作线。

与航空加力涡轮喷气发动机尾喷管喉部面积变化直接影响加力燃烧室室压,进而影响涡轮落压比的特点不同,ATR 燃烧室与压气机、涡轮流道直接相通, A_7 变化直接影响燃烧室室压,进而同时影响压气机和涡轮背压,改变压气机、涡轮工作点,使得共同工作点移动变化。在共同工作方程中, A_7 增大或减小,则 $q(\lambda_2)$ (或 π_c)与 π_t 一一对应进行变化。此时等式左侧除 A_7 外,其他乘数乘积将对应减小或增大,以保证右侧恒为定值。

图 3 给出了当 A_7 依次为 $0.95A_{7d}$ 、 A_{7d} 、 $1.05A_{7d}$ 时,ATR 共同工作线位置变化情况。由图 3(a)可知,在同一转速线上,随着 A_7 逐渐增大,发动机空气质量流量($q(\lambda_2)$ 增大)增大,压气机增压比降低,最终使共同工作线整体向右下方移动。若 A_7 过大,将可能使共同工作线超出压气机稳定工作范围,如当 $A_7 = 1.05A_{7d}$, 转速 $n = 60\%n_d$ 或 $70\%n_d$ 时,共同工作点在压气机稳定工作范围以外。此时,可通过在部分工况减小 A_7 实现共同工作线的局部调整,使其局部移动至压气机稳定工作范围内,如当 $A_7 = 1.05A_{7d}$, 转速 $n = 60\%n_d$ 或 $70\%n_d$ 时,可将 A_7 减小至 $0.95A_{7d}$ 。此时,尾喷管喉部面积减小对上游产生节流,使得压气机增压比上升,发动机空气质量流量减小,共同工作线向左上方移动,进入压气机稳定工作范围内,具体见图 3(b)。



(a) 共同工作线整体变化



(b) 共同工作线局部变化

图 3 A_7 对共同工作线影响

Fig. 3 Influence of A_7 on the co-working line

涡轮前燃气温度 T_4 在火箭发动机稳定工作前提下可以通过固定混合比(或氨解离度)的方式进行给定。 T_4 大小决定涡轮输出功数值,对压气机工况产生影响,进而引起 ATR 共同工作线位

置变化。式(17)中,当 A_7 不变, T_4 增大或减小将直接使等式右侧常数值增大或减小,进而影响 q (λ_2)(或 π_c)与 π_t 取值结果。图 4 给出了当 $A_7 = A_{7d}$, T_4 依次为 $0.91T_{4d}$ 、 T_{4d} 、 $1.09T_{4d}$ 时,ATR 共同工作线位置变化情况。图中显示,在同一转速线上,随着 T_4 增大,发动机空气流量增大,压气机增压比减小,使得共同工作线整体向右下方移动。

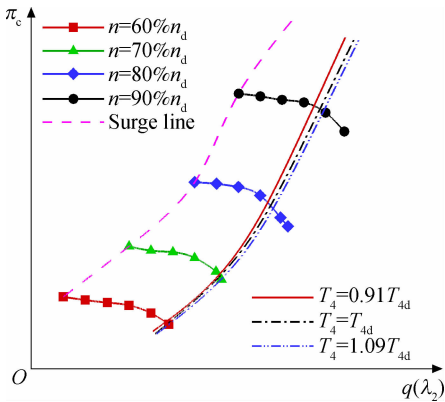


图 4 T_4 对共同工作线影响

Fig. 4 Influence of T_4 on the co-working line

航空涡喷发动机主燃烧室燃气温度上升,直接对压气机产生热节流影响,压气机气流量减小,使得发动机共同工作线向左上方移动,严重时可能引起压气机喘振。而 ATR 由于自身结构特点, T_4 变化对压气机背压无直接影响,其决定了压气机输入功大小,便于调整压气机工作点位置离开喘振点。

另外,对比图 3(a)、图 4 发现, A_7 和 T_4 增大或减小对 ATR 共同工作线移动方向的影响是一致的,但明显看出 5%变化量的 A_7 对共同工作线位置移动量大于 9%变化量的 T_4 。因此,在工作过程中,尽管改变 T_4 可影响发动机工作点(线)位置,但一般保持其不变,多通过改变 A_7 来调整 ATR 的工作点(线)位置。

当然,调整 $\dot{m}_4$ 也可改变 ATR 工作点位置,但若 A_7 、 T_4 不变,发动机共同工作线是不变的,工作点只能沿同一工作线进行移动(转速变化)。

3 结 论

本文给出了 ATR 共同工作条件及共同工作方程,并对共同工作影响因素进行研究,获得以下结论:

1) 在同一转速线上,随着 A_7 增大,发动机空

气质量流量增大,压气机增压比降低,共同工作线整体向右下方移动;

2) 在同一转速线上,随着 T_4 增大,发动机空气流量增大,压气机增压比减小,共同工作线整体向右下方移动;

3) A_7 和 T_4 增大或减小使 ATR 共同工作线移动的方向相同,但 A_7 变化对共同工作线位置移动的影响程度大于 T_4 。

参考文献:

[1] 南向谊,王栓虎,李平. 空气涡轮火箭发动机研究的进展与展望[J]. 火箭推进,2008,34(6):31-35.
NAN Xiangyi, WANG Shuanhu, LI Ping. Investigation on status and prospect of air turbine rocket[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(6): 31-35. (in Chinese)

[2] 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 Wenlong, LI Ping, GUO Haibo. Research progresses on turbulent mixing and combustion for air turbo rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2011, 37(6): 14-19. (in Chinese)

[3] THOMAS M E, BOSSARD J A, OSTRANDER M J. Addressing emerging tactical missile propulsion challenges with the solid propellant air-turbo-rocket[R]. AIAA-2000-3309, 2000.

[4] BOSSARD J A, THOMAS M E. The influence of turbo-machinery characteristics on air turbo rocket engine operation[R]. AIAA-2000-3308, 2000.

[5] MARK J O, MATTHEW E T. Air turbo-rocket solid propellant development and testing[R]. AIAA 97-3258, 1997.

[6] TANATSUGU N, CARRICK P. Hypersonic and combined cycle propulsion for earth-to-orbit applications[R]. AIAA-2003-2586, 2003.

[7] MINATO R, HIGASHINO K, TANATSUGU N. Design and performance analysis of bio-ethanol fueled GG-cycle air turbo ramjet engine[R]. AIAA-2012-0842, 2012.

[8] MIZOBATA K, KIMURA H, SUGIYAMA H. Conceptual design of flight demonstrator vehicles for the ATREX engine[R]. AIAA-2003-7028, 2003.

[9] 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 Wenlong, GUO Haibo, NAN Xiangyi. Analysis on thermodynamic cycle characteristics of air-turbo-rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(4): 48-54. (in Chinese)

[10] TU Qiuye, DING Chaoxia, CHEN Yuchun, et al. Thermodynamic cycle analysis on solid propellant air-turbo-rocket [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(1): 53-57.

[11] 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.

PAN Hongliang,ZHOU Peng. Modeling and simulation of liquid ATR (aero turbo rocket) performance[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27 (4): 492-498. (in Chinese)

[12] 李成,蔡元虎,屠秋野. 吸气式空气涡轮冲压发动机的过渡态性能[J]. 航空动力学报, 2013, 28(2): 385-389.

LI Cheng, CAI Yuanhu, TU Qiuye. Transition state performance simulation of air-turbo-ramjet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 385-389. (in Chinese)

[13] 刘宁. 基于化学平衡的富燃燃气工质涡轮性能分析与优化研究[D]. 北京:中国科学院大学, 2015.

LIU Ning. Investigation on the performance analysis and optimization of a fuel-rich working fluid turbine based on chemical equilibrium[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2015. (in Chinese)

[14] 李文龙,李平,李光照,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.

LI Wenlong, LI Ping, LI Guangxi, et al. Investigation on turbulent mixing and combustion for air-turbo-rocket engine with turbine partial admission[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(9): 1222-1230. (in Chinese)

[15] 孙得川,张梦龙. 波瓣型燃气/空气混合装置的设计与模拟[J]. 推进技术, 2015, 36(6): 893-898.

SUN Dechuan, ZHANG Menglong. Numerical simulation and design of a lobe mixer for gas/air mixing[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(6): 893-898. (in Chinese)

[16] 张留欢,逯婉若. 空气涡轮火箭发动机风车状态数值研究[J]. 火箭推进, 2015, 41(6): 16-20.

ZHANG Liuhuan, LU Wanruo. Numerical simulation of air turbo rocket engine at wind-milling state[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(6): 16-20. (in Chinese)

[17] 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.

LIU Yang, PU Xiaohang, LI Jiang, et al. Research on matching method of turbine/compressor in solid propellant air turbo rocket[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(3): 378-384. (in Chinese)

[18] 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.

(编辑:陈 越)