

PATR 发动机控制特性和最大状态控制规律分析

马文友¹, 马元¹, 马海波¹, 玉选斐², 吴弈臻¹

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100;

2. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

摘要 为了研究预冷空气涡轮火箭发动机(PATR)的最大状态(最大推力和最大比冲状态)控制规律,建立了 PATR 的稳态变工况模型,研究了控制量对发动机性能参数的影响特性,给出了在总氢流量一定的前提下,发动机的最优性能状态(推力和比冲同时达到最大)控制规律,在此基础上进一步分别得到了发动机的最大推力状态和最大比冲状态的控制规律,并分别给出了发动机处于最大推力状态和最大比冲状态下的飞行包线。结果表明:当总氢流量一定时,PATR 发动机的推力和比冲将随主燃室温度、氮涡轮入口温度、尾喷管喉部面积的增加而增大;给定总氢流量下的 PATR 发动机的最优性能状态控制规律为:核心机余气系数之和等于1、氮涡轮入口温度、尾喷管喉部面积分别取得最大值,此时发动机的推力和比冲同时达到最大,发动机处于最优性能状态;当主燃室温度、氮涡轮入口温度、尾喷管喉部面积一定时,推力随总氢流量的增加而增大,比冲与之相反;PATR 发动机的最大推力状态控制规律为核心机余气系数之和等于1、氮涡轮入口温度、尾喷管喉部面积分别取得最大值,并要尽可能地增加总氢流量;PATR 发动机的最大比冲状态控制规律为核心机余气系数之和等于1、氮涡轮入口温度、尾喷管喉部面积分别取得最大值,并要尽可能地减小总氢流量。

关键词 预冷组合发动机;PATR;控制规律;最优性能;最大推力;最大比冲

中图分类号 V236 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)06-0090-10

Analysis of optimum performance and maximum state control law of PATR engine

MA Wenyou¹, MA Yuan¹, MA Haibo¹, YU Xuanfei², WU Yizhen¹

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. School of Aerospace, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract In order to study the control law of the maximum state (the maximum thrust state and the maximum specific impulse state) of the pre-cooling air turbine rocket engine (PATR), a steady state variable condition model of PATR was established, and the influence of the control parameter on the performance parameters of the engine was studied. The optimal performance state (maximum thrust state and

收稿日期:2023-03-22;修回日期:2023-05-23

基金项目:国家自然科学基金(U1967203)

作者简介:马文友(1998—),男,硕士,研究领域为组合发动机。

通信作者:马元(1980—),男,博士,研究员,研究领域为组合发动机。

specific impulse state at the same time) of the engine was given on the premise that the total hydrogen flow rate is proposed. On this basis, the control laws of the maximum thrust state and the maximum specific impulse state of the engine were proposed, and the flight envelope of the engine in the maximum thrust state and the maximum specific impulse state were given, respectively. The results show that the thrust of PATR engine will increase with the increase of main combustion chamber temperature, helium turbine inlet temperature and nozzle throat area when the total hydrogen flow rate is constant. When the temperature of the main combustion chamber, the inlet temperature of the helium turbine and the throat area of the nozzle are constant, the thrust increases with the increase of the total hydrogen flow. The optimal performance state control law of PATR engine with given total hydrogen flow rate is as follows: the sum of the residual gas coefficient of the precombustion chamber and the main combustion chamber is equal to 1, the inlet temperature of the helium turbine and the throat area of the tail nozzle get the maximum value, and the thrust and specific impulse of the engine reach the maximum at the same time, and the engine is in the optimal performance state. The maximum thrust state control rules of the PATR engine are as follows. The sum of the residual gas coefficient of the precombustion chamber and the main combustion chamber is equal to 1, the maximum value of the inlet temperature of the helium turbine and the throat area of the tail nozzle are obtained respectively. The total hydrogen flow rate should be increased as far as possible, when the total hydrogen flow rate is increased, the engine will touch the air compressor conversion speed or the maximum pressure boundary of the helium circuit. Safety boundary contact order is determined by engine characteristics and flow conditions. The maximum specific impulse state control law of PATR engine is as follows. The sum of the residual gas coefficient of the precombustion chamber and the main combustion chamber is equal to 1, the maximum of the inlet temperature of the helium turbine and the throat area of the tail nozzle are obtained, and the total hydrogen flow rate should be reduced as far as possible, when the total hydrogen flow rate is reduced, the engine will touch the surge boundary of the air compressor or the maximum temperature boundary of the precooler material. Safety boundary contact sequence is also determined by engine characteristics and incoming flow conditions.

Key words pre-cooling combined cycle engine; PATR; control law; optimum performance state; maximum thrust state; maximum specific impulse state

0 引言

预冷组合发动机是利用低温燃料(如液氢)的冷量对来流空气进行冷却后再进行后续工作的动力装置^[1-2]。对来流空气进行冷却可以减小空气压气机的负荷并增大空气流量,以提升发动机的推力性能,拓展飞行包线^[3-6]。世界各国都在进行预冷组合发动机的研究,典型方案有空气液化循环发动机(LACE)、射流预冷却方案(MIPCC)、深冷涡喷-火箭联合循环发动机(KLIN)、吸气式涡轮冲压膨胀循环发动机(ATREX)及协同吸气式火箭发动机(SABRE)等^[7-13]。PATR 发动机(pre-cooling air turbo rocket engine, PATR)利用液氢燃料的低温高比热

特性冷却来流空气,拓展发动机的飞行包线,并引入闭式氦循环作为中间介质进行空气与液氢之间的能量传递。PATR 发动机工作范围宽,模态转换简便,可从地面零速起飞一直工作到马赫数5;系统各部件集成度高,整个飞行包线内几乎无“死重”存在;具有推力性能优越、飞行包线宽广的特点,整个工作范围内平均比冲在3 000 s以上^[14-18]。

控制规律是发动机稳定运行的必要条件。预冷组合发动机的特性与传统发动机有显著差异,与其他发动机相比,预冷组合发动机系统较为复杂,所以控制量和控制目标更为多样,相应地,控制规律的形式也更为复杂。文献[19]提出了在给定总燃料流量的前提下,预冷发动机核心机的最大推力

状态控制规律,并分析了发动机推力调节边界及对应的性能变化。文献[20]针对 SABRE3 提出了以氢压机转速和氢涡轮前温度为控制量的双变量最大推力状态控制规律,并将控制规律应用于飞行包线内,获得了发动机关键参数的分布规律。

目前,对预冷组合发动机控制规律的研究还比较少,预冷组合发动机的最大推力状态控制规律还不够明确,最大比冲状态控制规律还未在公开文献上提出,发动机最大状态触碰的安全边界及触碰次序还不明确。本文基于部件法建立了 PATR 发动机的稳态变工况模型,通过分析控制量对发动机性能的影响特性,提出了在给定总氢流量前提下的发动

机最优性能状态控制规律,在此基础上提出了发动机的最优性能状态(推力和比冲同时达到最大)控制规律,并进一步分别提出了发动机的最大推力状态和最大比冲状态的控制规律,分别给出了发动机处于最大推力状态和最大比冲状态下的飞行包线。

1 PATR 发动机变工况模型

PATR 发动机系统如图 1 所示。本文基于部件法建立发动机稳态变工况模型,通过求解由共同工作方程组成的非线性方程组来确定发动机的稳态工作点,进而求得发动机性能。

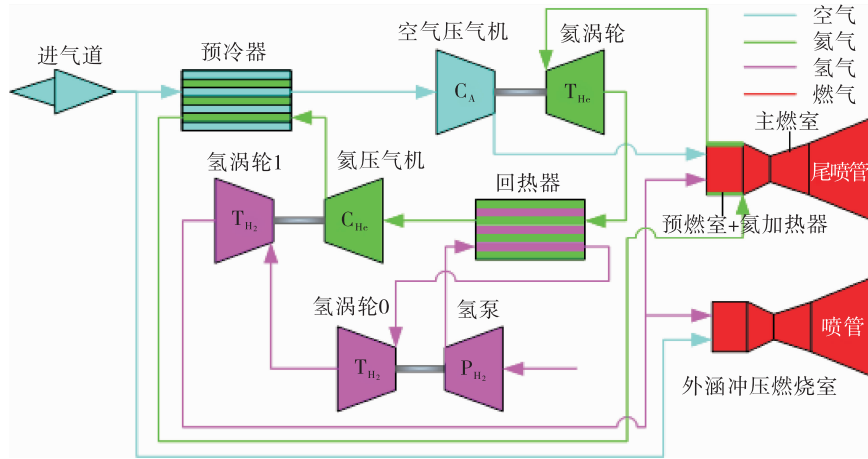


图 1 PATR 发动机系统原理图

Fig.1 Schematic diagram of PATR engine system

1.1 部件模型

PATR 发动机由进气道、换热器、涡轮机械部件、燃烧室和尾喷管等部件组成,主要部件的模型如下。

1.1.1 进气道

进气道的作用是将外界空气引入发动机,在飞行速度较大时利用来流空气的动能实现压缩。假设进气道为绝热管道,根据能量方程可知总温不变。由于摩擦力和超声速飞行时的激波阻力,总压会有一定损失,引入总压恢复系数来描述总压的损失。

根据大气模型,可以求得飞行所处高度下的环境静温 T_0 和静压 p_0 ,根据飞行马赫数求得进气道进口总温、总压为

$$T_1 = T_0 = T_0 \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \quad (1)$$

$$p_1 = p_0 = p_0 \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2)$$

进而可求得进气道出口总温、总压为

$$T_2 = T_1 \quad (3)$$

$$p_2 = p_1 \sigma Ma_0 \quad (4)$$

1.1.2 换热器

对换热器采用 ε -NTU 法进行换热器计算分析。

根据能量守恒方程,可以确定热流、冷流的换热功率分别为

$$Q_h = q_{m,h} c_{p,h} (T_{h,i} - T_{h,o}) \quad (5)$$

$$Q_c = q_{m,c} c_{p,c} (T_{c,o} - T_{c,i}) \quad (6)$$

$$Q = Q_h = Q_c \quad (7)$$

式中: Q 为换热功率; c_p 为定压比热容; q_m 为质量流量; 下标 h、c 分别表示热流侧和冷流侧; 下标 i、o 分别表示进口参数和出口参数。

换热器的最大可能换热速率为

$$Q_{\max} = C_{\min} (T_{h,i} - T_{c,i}) \quad (8)$$

式中 $C = c_p q_m$ 为热容率。

定义有效度 ε 为

$$\varepsilon = Q/Q_{\max} \quad (9)$$

对于任何换热器, 都有

$$\varepsilon = f(N_{TU}, C_{\min}/C_{\max}) \quad (10)$$

式中 N_{TU} 为传热单元数, 是一个无量纲参数, 其定义为

$$N_{TU} = \frac{UA}{C_{\min}} = \frac{1}{C_{\min} R} \quad (11)$$

式中: U 为总传热系数; A 为换热面积; R 为总换热热阻, 且

$$R = R_{\text{conv},c} + R_{\text{cond}} + R_{\text{conv},h} \quad (12)$$

式中: $R_{\text{conv},c}$ 、 $R_{\text{conv},h}$ 分别为冷流侧和热流侧的对流热阻; R_{cond} 为换热器壁面导热热阻。

下文将针对不同形式的换热器, 分别选择相应经验公式建立计算模型, 求出换热器热阻。

对于换热器设计计算, 已经知道了冷热流进出口温度, 求得换热器最大可能换热速率、实际换热功率和换热有效度 ε , 由 ε 求 N_{TU} , N_{TU} 中 U 、 R 、 A 均随结构参数的变化而变化, 采用迭代法不断调整结构参数, 最终实现 U 、 R 、 A 和 N_{TU} 的匹配。对于换热器性能计算, 换热器结构参数确定, 当给定进口来流参数时, 可以求得对流换热系数, 进而可以确定 N_{TU} , 由 N_{TU} 求得 ε , 最后求得实际换热功率, 确定出口流体参数。

1.1.3 涡轮机械

PATR 发动机的涡轮机械包括压气机、涡轮, 其工作过程由通用特性图来描述^[21], 即

$$\pi = \pi(m_c, n_c), \eta = \eta(m_c, n_c) \quad (13)$$

式中: π 为涡轮机械压比; n 为涡轮机械等熵效率; m_c 为换算流量; n_c 为换算速度。

1.2 共同工作方程

PATR 发动机共同工作条件包括: 流量平衡; 压力参数连续; 温度参数连续; 功率平衡。由此得到的 PATR 发动机共同工作方程为

$$\begin{cases} (q_{m_{\text{intake}}} - q_{m_{\text{AC}}})/q_{m_{\text{intake}}} = 0 \\ (q_{m_f} - q_{m_{\text{THP}}})/q_{m_f} = 0 \\ (q_{m_{\text{WD}}} - q_{m_{\text{HT}}})/q_{m_{\text{HT}}} = 0 \\ (T_{\text{AC}} - T_{\text{ACb}})/T_{\text{AC}} = 0 \\ (T_{\text{HT}} - T_{\text{HT,t}})/T_{\text{HT,t}} = 0 \\ (T_{\text{B}} - T_{\text{B,t}})/T_{\text{B,t}} = 0 \\ (p_{\text{HT}} - p_{\text{HT,t}})/p_{\text{HT,t}} = 0 \\ (p_{\text{B}} - p_{\text{B,t}})/p_{\text{B,t}} = 0 \\ (p_{\text{Hy}} - p_{\text{ACair}})/p_{\text{ACair}} = 0 \\ (N_{\text{HT}} - N_{\text{AC}})/N_{\text{AC}} = 0 \\ (N_{\text{THO}} - N_{\text{FP}})/N_{\text{FP}} = 0 \\ (N_{\text{THI}} - N_{\text{HC}})/N_{\text{HCl}} = 0 \end{cases} \quad (14)$$

求解式(14)所示非线性方程组, 求得发动机的稳态工作点。

2 PATR 发动机控制特性

PATR 发动机是几何可调的发动机, 可以通过调节燃料流量和可调几何参数来调节发动机运行状态。PATR 发动机的燃料有 3 个去向, 分别是主燃室、预燃室和外涵冲压燃烧室。参考燃气涡轮航空发动机, 可调几何参数包括尾喷管喉部面积、涡轮导向器喉部面积和压气机静子叶片安装角等, 考虑到 PATR 发动机的控制研究现在还处于起步阶段, 所以仅考虑可调尾喷管喉部这种情况。因此, 选取总氢流量 $q_{m,f}$ 、主燃室氢流量 $q_{m,b}$ 、预燃室氢流量 $q_{m,pb}$ 和尾喷管喉部面积 A_{CS} 作为 PATR 发动机的控制量。

研究 PATR 发动机的控制特性时, 需要选定发动机的若干个典型工作状态作为参考状态点, 以此分析发动机关键工作参数和性能随控制量的变化规律。分析表明, 在不同的状态点, 发动机工作状态随可调参数的变化规律是相似的, 因此本节仅给出了以地面设计点 (0 Ma, 0 km) 为参考状态点的结果。

2.1 主燃室氢流量的控制特性

图 2 和图 3 分别为主燃室的氢流量 $q_{m,b}$ 对 PATR 发动机参数及性能的影响曲线。

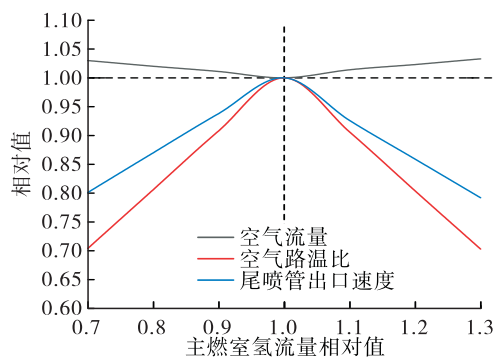


图2 发动机参数随主燃室氢流量的变化

Fig. 2 Variation of engine parameters with temperature of main burner

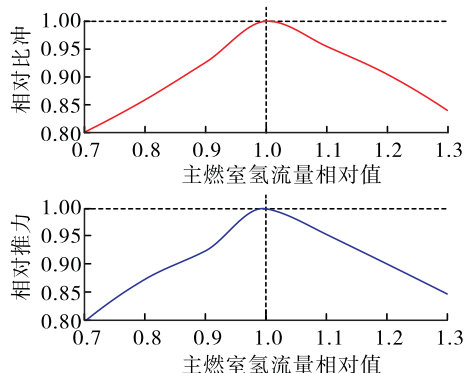


图3 发动机性能参数随主燃室氢流量的变化

Fig. 3 Variation of performance parameters with hydrogen flow in main burner

计算中保持总氢流量 $q_{m,f}$ 、氦涡轮入口温度 T_{h1} 、尾喷管喉部面积 A_{CS} 为地面设计点的值不变。在地面设计点,主燃室余气系数为 1,所以主燃室的氢流量增加或减小都会使主燃室温度降低,这导致空气路温比减小,进而使得尾喷管出口速度降低。主燃室氢流量增加时,内涵空气流量减小,推力和比冲下降;主燃室氢流量减小时,虽然内涵空气流量增大,但尾喷管出口速度降低的幅度相对更大,所以推力和比冲也下降。主燃室的氢流量在设计点附近变化 $\pm 10\%$ 时,系统性能平均变化幅度为 5.8%。

2.2 预燃室氢流量的控制特性

图 4 和图 5 分别为预燃室氢流量对 PATR 发动机参数及性能的影响曲线。计算中保持总氢流量 $q_{m,f}$ 、主燃室温度 T_{a8} 、尾喷管喉部面积 A_{CS} 为地面设计点的值不变。随着预燃室氢流量的增加,氦涡轮入口温度增大,这使得空气压气机的功率增大,发动机工作点向压比增大的方向移动,但由于空气路

温比减小,发动机稳态工作线的斜率减小,这使得尾喷管出口速度的增加比较缓慢,因为空气流量增大,因此推力和比冲均增大,但因为此时决定推力大小的主要因素(尾喷管出口速度)增加相对较少,所以推力和比冲随预燃室氢流量的增加速度相对较小。预燃室氢流量在设计点附近变化 $\pm 10\%$ 时,系统性能平均变化幅度为 0.83%。

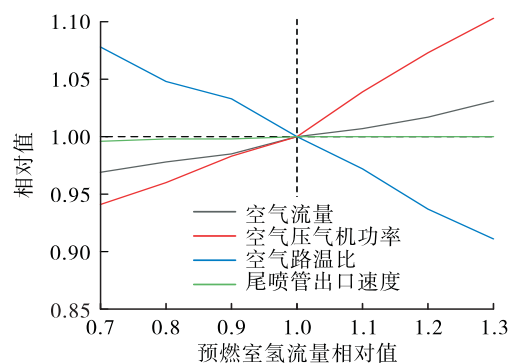


图4 发动机参数随氦涡轮入口温度的变化

Fig. 4 Variation of engine parameters with inlet temperature of helium turbine

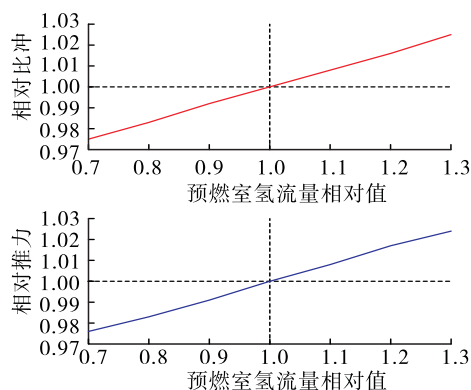


图5 发动机性能参数随预燃室氢流量的变化

Fig. 5 Variation of performance parameters with hydrogen flow in preburner

2.3 尾喷管喉部面积的控制特性

图 6 和图 7 分别为尾喷管喉部面积对 PATR 发动机参数及性能的影响曲线。计算中保持总氢流量 $q_{m,f}$ 、主燃室温度 T_{a8} 、氦涡轮入口温度 T_{h1} 为地面设计点的值不变。随着尾喷管喉部面积的增加,空气流量增大,预燃室温度降低,这使得氦循环热效率降低,空气压气机功率减小,尾喷管出口速度减小,但空气流量增加的速度更大,所以推力和比冲增加。随着尾喷管喉部面积的增加,发动机的推

力和比冲都增大。尾喷管喉部面积在设计点附近变化 10% 时,系统性能平均变化幅度为 7.8%。

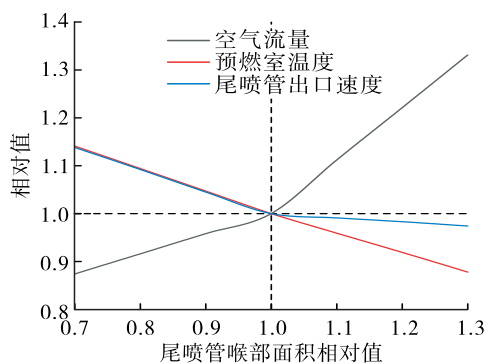


图6 发动机参数随尾喷管喉部面积的变化

Fig. 6 Variation of engine parameters with nozzle throat area

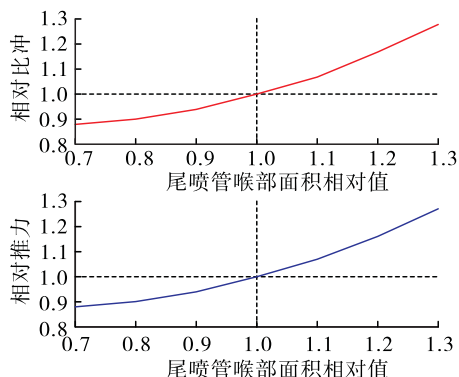


图7 发动机性能参数随尾喷管喉部面积的变化

Fig. 7 Variation of performance parameters with nozzle throat area

2.4 总氢流量的控制特性

图8和图9分别为总氢流量对 PATR 发动机参数及性能的影响曲线。

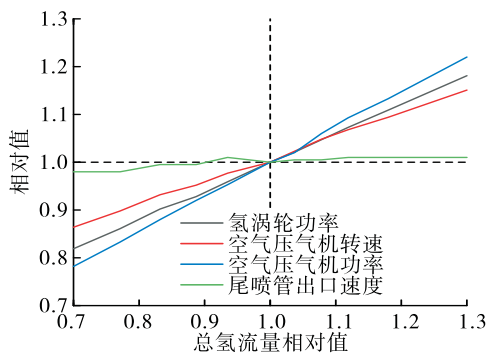


图8 发动机参数随总氢流量的变化

Fig. 8 Variation of engine parameters with total hydrogen flow

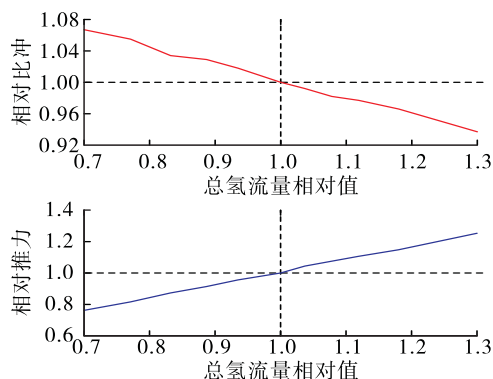


图9 发动机性能参数随总氢流量的变化

Fig. 9 Variation of performance parameters with total hydrogen flow

计算中保持主燃室温度 T_{a8} 、氢涡轮入口温度 T_{h1} 、尾喷管喉部面积 A_{cs} 为地面设计点的值不变。随着总氢流量的增加,氢涡轮的功率增加,这使得氢压气机的换算转速增大,氢气流路的稳态工作点沿工作线向上移动,氢涡轮的功率增加,空气路的稳态工作点沿工作线向上移动,空气压气机的压比和换算流量增大,空气压气机的换算转速增大,导致发动机内涵的空气流量和尾喷管出口速度都增大,其中内涵空气流量增加的幅度更大,所以推力增加。由于预冷所需氢流量始终不小于发动机内涵燃烧所需氢流量,因而此时增大总氢流量会使比冲降低。总氢流量的增加在设计点附近变化 $\pm 10\%$ 时,推力平均变化幅度为 7.9%,比冲平均变化幅度为 2.2%。

对于其他的参考状态点使用相同的计算及分析方法,得到的调节中介对发动机运行状态及性能的影响规律与地面设计点类似,故不再赘述。

3 PATR 发动机最大状态控制规律

3.1 PATR 发动机最优性能状态控制规律

由第2节可知,当总氢流量一定时,PATR 发动机的推力和比冲将随主燃室温度 T_B 、氢涡轮入口温度 T_{HT} 、尾喷管喉部面积 A_{cs} 的增加而增大,所以要使发动机在给定总氢流量时处于最优性能状态,应当使主燃室温度 T_{a8} 、氢涡轮入口温度 T_{h1} 、尾喷管喉部面积 A_{cs} 取得最大值,即

$$\begin{cases} q_{m,pb} \rightarrow T_{hl} \rightarrow T_{hl} = (T_{hl})_{\max} \\ q_{m,b} \rightarrow T_{a8} \rightarrow T_{a8} = (T_{a8})_{\max} \\ A_{CS} \rightarrow A_{CS} = (A_{CS})_{\max} \end{cases} \quad (15)$$

因为预燃室内进行的是富氧燃烧,所以在一定范围内,增大预燃室氢流量 $q_{m,pb}$ 时,氢涡轮入口温度 T_{hl} 会不断增大,氢涡轮入口温度 T_{hl} 的最大值由氢涡轮材料温度限制最大值决定。

主燃室最大温度会随着飞行条件的变化而变化。主燃室中的燃烧过程可以视为发动机内涵整个燃烧过程的最后阶段。所以在任何飞行条件下,主燃室温度达到最大值等价于保持核心机余气系数为 1,即

$$q_{m,b} \rightarrow \alpha_b \rightarrow \alpha_b = 1 \quad (16)$$

3.2 PATR 发动机最大推力状态控制规律

3.2.1 PATR 发动机与航空燃气涡轮发动机最大推力状态的比较

在分析了 PATR 发动机的控制特性后,在对推力的调节方面,PATR 发动机与航空燃气涡轮发动机有所不同。

对于航空燃气涡轮发动机,如尾喷管可调的不加力的单轴涡喷发动机,该发动机最大推力状态的控制规律可表述为:分别通过调节燃油流量和尾喷管喉部面积,保持涡轮入口温度和物理转速分别为其最大值,即

$$\left. \begin{matrix} qm_f \\ A_{CS} \end{matrix} \right\} \rightarrow \begin{cases} n = n_{\max} \\ T_4 = (T_4)_{\max} \end{cases} \quad (17)$$

由于航空燃气涡轮发动机一般为富氧燃烧,即给油量小于完全燃烧所需燃油量,给油量完全是通过影响燃烧过程来调节转速的。所以当给油量 qm_f 增大时,发动机转速 n 和涡轮前温度 T_4 不能独立变化,故按所给控制规律,给定飞行条件下,当涡轮前温度已达最大值时,若增加给油量 qm_f 以使涡轮物理转速增大,发动机必然超温;当涡轮物理转速已达最大值时,若增加给油量以使涡轮前温度增大,发动机必定超转。

对于 PATR 发动机,由于总氢流量首先对空气进行预冷,远大于燃烧所需,这使得温度 $\{T_{a8}, T_{hl}\}$ 与总氢流量 $q_{m,f}$ 可独立调节。

3.2.2 PATR 发动机最大推力状态的确定

依据上述分析,要使 PATR 发动机处于最大推

力状态,应当首先使主燃室温度 T_{a8} 、氢涡轮入口温度 T_{hl} 、尾喷管喉部面积 A_{CS} 取得最大值,其次要尽可能地增加总氢流量 $q_{m,f}$ 。

因此,PATR 发动机的最大推力状态控制规律可表述为:随着飞行条件(飞行马赫数、高度)的变化,通过改变控制量 $\{q_{m,b}, q_{m,pb}, A_{CS}\}$ 以保持 $\{T_{a8}, T_{hl}, A_{CS}\}$ 为最大值,并使总氢流量 $q_{m,f}$ 达到允许的最大值,即

$$\begin{cases} q_{m,f} \rightarrow q_{m,f} \rightarrow q_{m,f} = (q_{m,f})_{\max} \\ q_{m,pb} \rightarrow T_{hl} \rightarrow T_{hl} = (T_{hl})_{\max} \\ q_{m,b} \rightarrow T_{a8} \rightarrow T_{a8} = (T_{a8})_{\max} \\ A_{CS} \rightarrow A_{CS} = (A_{CS})_{\max} \end{cases} \quad (18)$$

在增加总氢流量时,发动机可能碰到两个安全工作边界,如图 10 所示。第一,总氢流量的增加会使空气流路工作点沿工作线向上移动,导致空气压气机换算转速增大,这可能会使发动机触碰空气压气机最大换算转速边界;第二,总氢流量的增加会使氢气流路工作点沿工作线向上移动,氢压气机增压比增大,这导致氢压气机即氢路最高压力升高,而氢气流路为闭合回路,回路内最大压力存在最大允许值,所以发动机可能会因此触碰氢回路最大压力边界。

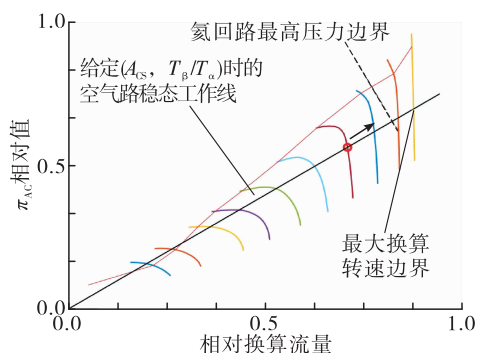


图 10 最大推力状态下发动机可能触碰的安全边界

Fig. 10 Safety boundary that the engine may touch under maximum thrust

对于不同发动机,由于特性不同,两个安全边界的位置不同,触碰这两个安全边界的次序不同;同一发动机,来流条件不同时,两个安全边界的位置不同,触碰这两个安全边界的次序也不同。本文基于 PATR 发动机变工况模型,得到如图 11 所示的发动机在最大推力状态下的飞行包线。

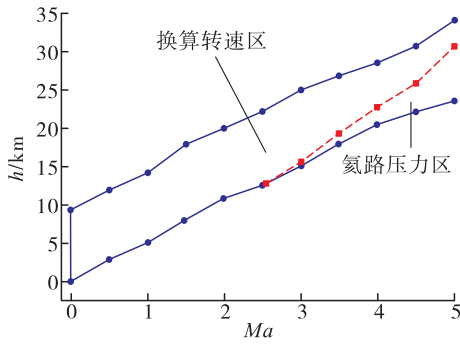


图11 最大推力状态下发动机的飞行包线

Fig. 11 Flight envelope of the engine under maximum thrust

在换算转速区,发动机最大推力在空气压气机最大换算转速边界上取得,此时 $(q_{m,f})_{\max}$ 由空气压气机最大换算转速 $n_{\text{cor,AC}}$ 决定,空气压气机最大换算转速 $n_{\text{cor,AC}}$ 成为控制目标,此时式(18)中控制规律的形式可进一步表示为

$$\begin{cases} q_{m,f} \rightarrow n_{\text{cor,AC}} \rightarrow n_{\text{cor,AC}} = (n_{\text{cor,AC}})_{\max} \\ q_{m,\text{pb}} \rightarrow T_{\text{hl}} \rightarrow T_{\text{hl}} = (T_{\text{hl}})_{\max} \\ q_{m,b} \rightarrow \alpha_b \rightarrow \alpha_b = 1 \\ A_{\text{CS}} \rightarrow A_{\text{CS}} = (A_{\text{CS}})_{\max} \end{cases} \quad (19)$$

在氮回路压力区,发动机最大推力在氮回路最大压力边界上取得,此时 $(q_{m,f})_{\max}$ 由氮回路最大压力 $p_{h,\text{top}}$ 决定,氮回路最大压力 $p_{h,\text{top}}$ 成为控制目标,式(18)中控制规律的形式可进一步表示为

$$\begin{cases} q_{m,f} \rightarrow p_{h,\text{top}} \rightarrow p_{h,\text{top}} = (p_{h,\text{top}})_{\max} \\ q_{m,\text{pb}} \rightarrow T_{\text{hl}} \rightarrow T_{\text{hl}} = (T_{\text{hl}})_{\max} \\ q_{m,b} \rightarrow \alpha_b \rightarrow \alpha_b = 1 \\ A_{\text{CS}} \rightarrow A_{\text{CS}} = (A_{\text{CS}})_{\max} \end{cases} \quad (20)$$

为了描述方便,称式(19)所示的控制规律为 PATR 发动机的换算转速区最大推力状态控制规律,式(20)所示的控制规律为 PATR 发动机的氮路压力区最大推力状态控制规律。

3.3 PATR 发动机最大比冲状态控制规律

3.3.1 PATR 发动机最大比冲与航空燃气涡轮发动机最经济巡航状态的比较

航空发动机巡航状态的性能要求是在给定推力要求下,发动机达到最低耗油率。

航空发动机获得最佳巡航状态的方法是,在一定给油量 q_{m_f} 下,变化发动机转速,找到发动机推力最大的点,然后不同给油量 q_{m_f} 下取得的发动机推

力最大点就会组成一条工作线,发动机的巡航状态沿这条工作线变化,耗油率最低,经济性最好。在这条工作线上存在一个 $(q_{m_f})_{\min}$, 当 $q_{m_f} = (q_{m_f})_{\min}$ 时,发动机耗油率达到给定飞行条件下的最小值。 $(q_{m_f})_{\min}$ 由发动机能正常工作的最低转速决定。

可以看出, PATR 发动机和航空发动机一样,一定的飞行条件下,若给定推力要求,存在一个工作点,该工作点比冲最高(对航空发动机而言是耗油率最低),这些工作点形成的工作线上存在一个 $(q_{m_f})_{\min}$, 当 $q_{m_f} = (q_{m_f})_{\min}$ 时,发动机比冲(耗油率)达到给定飞行条件下的最大值(最小值)。

3.3.2 PATR 发动机最大比冲状态的确定

依据上述分析,要使 PATR 发动机处于最大比冲状态,应当首先使主燃室温度 T_{a8} 、氮涡轮入口温度 T_{h1} 、尾喷管喉部面积 A_{CS} 取得最大值,其次要尽可能地减小总氢流量 $q_{m,f}$, 即

$$\begin{cases} q_{m,f} \rightarrow q_{m,f} \rightarrow q_{m,f} = (q_{m,f})_{\min} \\ q_{m,\text{pb}} \rightarrow T_{\text{hl}} \rightarrow T_{\text{hl}} = (T_{\text{hl}})_{\max} \\ q_{m,b} \rightarrow T_{a8} \rightarrow T_{a8} = (T_{a8})_{\max} \\ A_{\text{CS}} \rightarrow A_{\text{CS}} = (A_{\text{CS}})_{\max} \end{cases} \quad (21)$$

总氢流量的减小会使空气流路工作点沿工作线向下移动,使发动机触碰空气压气机喘振边界,或者使对空气的冷却过程减弱,预冷器氮路出口温度会升高,发动机因此触碰预冷器材料最高温度边界,如图12所示。

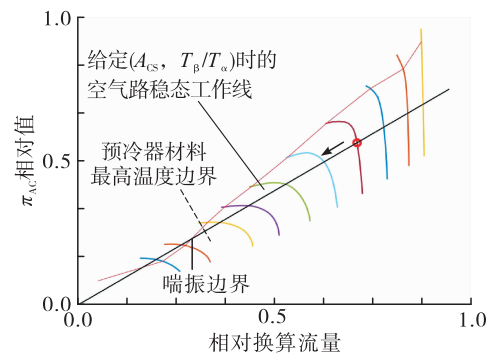


图12 最大比冲状态下发动机可能触碰的安全边界

Fig. 12 Safety boundary that the engine may touch under maximum specific impact condition

对于不同发动机,由于特性不同,两个安全边界的位置不同,触碰这两个安全边界的次序不同;

对于同一发动机,来流条件不同时,两个安全边界的位置不同,触碰这两个安全边界的次序也不同。本文基于 PATR 发动机变工况模型,得到如图 13 所示的发动机最大比冲状态下的飞行包线,包线内分为喘振边界区和预冷器温限区。

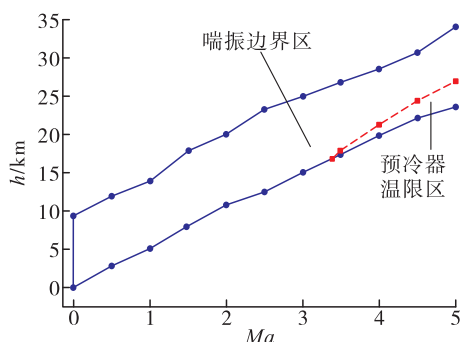


图 13 最大比冲状态下发动机可能触碰的安全边界

Fig. 13 Safety boundary that the engine may touch under maximum specific impact condition

在喘振边界区,发动机最大推力在空气压气机喘振边界上取得,此时式(20)中控制规律的形式进一步表示为

$$\begin{cases} q_{m,f} \rightarrow SM_{AC} \rightarrow SM_{AC} = (SM_{AC})_{\min} \\ q_{m,pb} \rightarrow T_{hl} \rightarrow T_{hl} = (T_{hl})_{\max} \\ q_{m,b} \rightarrow \alpha_b \rightarrow \alpha_b = 1 \\ A_{CS} \rightarrow A_{CS} = (A_{CS})_{\max} \end{cases} \quad (22)$$

在预冷器温限区,发动机最大推力在预冷器材料最高温度边界上取得,式(20)中控制规律的形式进一步表示为

$$\begin{cases} q_{m,f} \rightarrow T_{hl3} \rightarrow T_{hl3} = (T_{hl3})_{\max} \\ q_{m,pb} \rightarrow T_{hl} \rightarrow T_{hl} = (T_{hl})_{\max} \\ q_{m,b} \rightarrow \alpha_b \rightarrow \alpha_b = 1 \\ A_{CS} \rightarrow A_{CS} = (A_{CS})_{\max} \end{cases} \quad (23)$$

为了描述方便,称式(22)所示的控制规律为 PATR 发动机的喘振边界区最大比冲状态控制规律,式(23)所示的控制规律为 PATR 发动机的预冷器温限区最大比冲状态控制规律。

4 结论

本文通过研究,可以得到以下结论。

1) 当总氢流量一定时, PATR 发动机的推力和比冲将随主燃室温度、氢涡轮入口温度、尾喷管喉

部面积的增加而增大;当主燃室温度、氢涡轮入口温度、尾喷管喉部面积一定时,推力随总氢流量的增加而增大,比冲与之相反。

2) 给定总氢流量下的 PATR 发动机的最优性能状态控制规律为:核心机余气系数之和等于 1、氢涡轮入口温度、尾喷管喉部面积分别取得最大值,此时发动机的推力和比冲同时达到最大,发动机处于最优性能状态。

3) PATR 发动机的最大推力状态控制规律为:核心机余气系数之和等于 1、氢涡轮入口温度、尾喷管喉部面积分别取得最大值,并要尽可能地增加总氢流量,在增加总氢流量时,发动机会触碰空气压气机换算转速或氢回路最大压力边界,安全边界触碰次序由发动机特性和来流条件共同决定;根据触碰安全边界次序的不同,最大推力状态的飞行包线分为换算转速区和氢回路压力区;在换算转速区,发动机触碰了空气压气机最大换算转速边界,在氢回路压力区,发动机触碰了氢回路最大压力边界。

4) PATR 发动机的最大比冲状态控制规律为:核心机余气系数之和等于 1、氢涡轮入口温度、尾喷管喉部面积分别取得最大值,并要尽可能地减小总氢流量,在减小总氢流量时,发动机会触碰空气压气机喘振边界或预冷器材料最高温度边界,安全边界触碰次序也由发动机特性和来流条件共同决定;根据触碰安全边界次序的不同,最大推力状态的飞行包线分为喘振边界区和预冷器温限区,在喘振边界区,发动机触碰了空气压气机喘振边界,在预冷器温限区,发动机触碰了预冷器材料最高温度边界。

参考文献

- [1] 邹正平,王一帆,额日其太,等. 高超声速强预冷航空发动机技术研究进展[J]. 航空发动机,2021,47(4):8-21.
- [2] 马晓秋. 预冷吸气组合发动机研究进展与关键技术分析[J]. 科技导报,2020,38(12):85-95.
- [3] 陈操斌,郑日恒,马同玲,等. 带有闭式布雷顿循环的预冷发动机特性研究[J]. 推进技术,2021,42(8):1749-1760.
- [4] 姚尧,王占学,张晓博,等. 液氢预冷吸气式发动机建模与循环特性分析[J]. 推进技术,2022,43(4):26-36.
- [5] 唐靖博,杨庆春,徐旭. 预冷组合循环发动机吸气式模式建模与性能分析[J]. 推进技术,2022,43(9):20-33.

- [6] 董芑呈,唐海龙,陈敏. 高超声速预冷发动机总体性能研究[J]. 航空动力,2020(3):23-26.
- [7] VARVILL R, BOND A. The SKYLON spaceplane [C]//46th IAF Congress. Oslo:IAF,1995.
- [8] MURRAY J J, GUHA A, BOND A. Overview of the development of heat exchangers for use in air-breathing propulsion pre-coolers [J]. Acta Astronautica, 1997, 41 (11) : 723-729.
- [9] WILCOX E C, TROUT A M. Analysis of thrust augmentation of turbojet engines by water injection at compressor inlet including charts for calculating compression processes with water injection [R]. NACA-TR-1006.
- [10] WILLENS D. Liquid Injection on turbojet engines for high speed aircraft [Z]. 1955.
- [11] SOHN R L. Theoretical and experimental studies of pre-compressor evaporative cooling for application to the turbojet engine in high altitude supersonic flight [R]. WADC-TR-56-477.
- [12] TANATSUGU N, SATO T, BALEPIN V, et al. Development study on ATREX engine [C]//Space Plane and Hypersonic Systems and Technology Conference. Reston, Virigina: AIAA, 1996.
- [13] SATO T, KOBAYASHI H, TANATSUGU N, et al. Development study of the precooler of the ATREX engine [C]//12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Reston, Virigina: AIAA, 2003.
- [14] 张蒙正,刘典多,马海波,等. PATR 发动机关键技术与性能提升途径初探 [J]. 推进技术, 2018, 39 (9) : 1921-1927.
- [15] 朱岩,马元,张蒙正. 预冷空气涡轮火箭发动机氮循环系统的参数特性 [J]. 航空动力学报, 2018, 33 (8) : 2016-2024.
- [16] 罗佳茂,杨顺华,母忠强,等. 预冷型组合循环发动机技术 [J]. 空气动力学学报, 2022, 40 (1) : 190-207.
- [17] 吴弈臻,马元,黄乐萍,等. 预冷组合发动机中波瓣混流器对氢气/空气掺混性能影响 [J]. 火箭推进, 2021, 47 (6) : 76-85.
- WU Y Z, MA Y, HUANG L P, et al. Influence of lobe mixer in pre-cooling air turbo rocket engine on hydrogen/air mixing performance [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47 (6) : 76-85.
- [18] 马文友,张文胜,马元,等. 基于控制规律的 PATR 发动机典型工况点速度与高度特性分析 [J]. 火箭推进, 2022, 48 (6) : 35-43.
- MA W Y, ZHANG W S, MA Y, et al. Analysis of velocity and altitude characteristics at typical operating conditions based on control law of PATR engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48 (6) : 35-43.
- [19] 玉选斐. 预冷吸气式组合推进系统热力循环及控制规律研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
- YU X F. Research on thermodynamic cycle and control law of precooled airbreathing propulsion system [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.
- [20] 高远,陈玉春,史新兴. 深冷组合发动机吸气模态最大状态控制规律研究 [J]. 推进技术, 2020, 41 (12) : 2659-2669.
- [21] 胡骏. 航空叶片机原理 [M]. 2 版. 北京: 国防工业出版社, 2014.