

文章编号:1000-8055(2013)02-0385-05

吸气式空气涡轮冲压发动机的过渡态性能

李 成, 蔡元虎, 屠秋野

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为计算吸气式空气涡轮冲压(air-turbo-ramjet, ATR)发动机过渡态性能,建立了 ATR 发动机过渡态模型. 通过与传统涡喷发动机供油原则对比得到了 ATR 发动机供油应遵循的规律,计算得到了给定供油规律下的 ATR 发动机加减速性能. 结果显示 ATR 发动机在供油规律选择上更加灵活,并能很好地满足喘振裕度的要求. 根据 ATR 发动机自身特点,在补足低转速特性后,本模型可直接模拟 ATR 发动机起动过程.

关 键 词: 空气涡轮冲压发动机; 过渡态; 发动机模型; 供油规律; 喘振裕度

中图分类号: V438⁺. 1

文献标志码: A

Transition state performance simulation of air-turbo-ramjet engine

LI Cheng, CAI Yuan-hu, TU Qiu-ye

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to simulate the transition state performance of air-turbo-ramjet (ATR) engine, an ATR engine model was established. The ATR engine fuel feeding law and the acceleration/deceleration performance were obtained through comparing to the traditional turbojet fuel feeding principle. The result shows that the ATR engine is more flexible in the selection of fuel feeding law and would satisfy the requirement of surge margin better. The engine start process could be simulated by this model after adding low speed of rotation characteristic according to the characteristic of ATR engine.

Key words: air-turbo-ramjet (ATR) engine; transition state; engine module model; fuel supply law; surge margin

吸气式空气涡轮冲压(ATR)发动机是一种新型的推进概念,以其良好性能优势和应用潜力在过去 30 年成为各军事强国的研究热点. 美国、日本等国先后对 ATR 发动机开展了大量的实验、理论和数值研究,取得了一定成果^[1-8],国内关于 ATR 发动机的研究才刚刚起步^[9-11]. 目前,国内外关于 ATR 发动机性能的研究仅限于稳态,对于过渡态性能的研究还处于空白.

本文根据稳态 ATR 发动机性能模型和传统

涡喷发动机过渡态计算模型建立了 ATR 发动机过渡态模型,通过计算得到了 ATR 发动机加/减速特性和工作线,为今后进一步研究 ATR 发动机从起动到最大状态的过渡过程研究提供了基础.

1 过渡态模型

ATR 发动机的主要结构包括进气道、燃气发生器、压气机、涡轮、燃烧室和尾喷管,如图 1 所

收稿日期:2012-03-12

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130131.0829.201302.385_020.html

作者简介:李成(1985—),男,四川岳池人,博士生,主要从事航空发动机性能研究.

示. 其中, 燃气发生器包括推进剂反应装置和节流阀, 它产生的高温高压富燃燃气驱动涡轮, 涡轮带动与其同轴的压气机. 空气经进气道被吸入压气机并进行压缩, 压缩空气和富燃燃气在涡轮出口进行混合, 混合气体在涡轮后的燃烧室燃烧, 最后经尾喷管喷出, 从而产生推力.

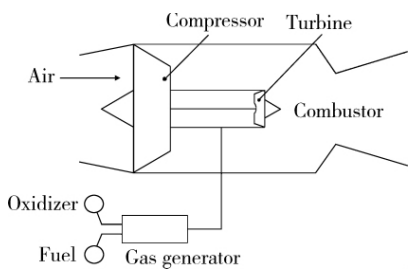


图1 ATR发动机结构示意图

Fig. 1 Structure of ATR engine

对于 ATR 发动机的稳态模型^[9-12], 当飞行条件和富燃燃气流量给定时, 包括转速在内的所有发动机参数都不变, 这是由涡轮和压气机之间的功平衡决定的. 传统涡喷/涡扇发动机主要通过向燃烧室供应过量燃油来提高涡轮前温度或减少燃烧室供油以降低涡轮前温度实现加减速过程. 与传统涡喷/涡扇发动机不同, ATR 发动机加减速过程中的涡轮前总温始终保持不变, 其加减速过程是通过燃气发生器调节涡轮的富燃燃气流量改变涡轮转速实现的. 这是因为一方面对于 ATR 发动机的涡轮机械部件而言, 涡轮入口总压总是高于压气机出口总压, 涡轮无法进行有效的冷却, 限制了更高的涡轮前温度; 另一方面, 对于 ATR 发动机的燃气发生器而言, 流量调节相比出口总温调节要容易得多. 基于以上两方面的原因, ATR 发动机在加减速过程中, 始终保持涡轮进口总温不变. 因此, 在给定的飞行条件下, ATR 发动机过渡状态的转速可以表示为与富燃燃气流量的函数关系.

1.1 转速变化模型

在 ATR 发动机过渡过程中, 忽略机械效率时转子运动方程为^[13-15]

$$\frac{dn}{dt} = \frac{N_t - N_c}{J \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 n} \quad (1)$$

式中 J 为转子对旋转轴的惯性矩, n 为发动机转速, N_t 为涡轮功率, N_c 为压气机功率.

涡轮功率为

$$N_t = c_{pf} T_{t4} \dot{m}_f \left(1 - \frac{1}{e_t} \right) \eta_t, \quad e_t = \pi_t^{\frac{\kappa_g}{\kappa_g - 1}} \quad (2)$$

式中 c_{pf} 为富燃燃气比定压热容, T_{t4} 为涡轮进口总温, $\dot{m}_f$ 为富燃燃气流量, π_t 为涡轮膨胀比, η_t 为涡轮效率.

压气机功率为

$$N_c = c_p T_{t2} \dot{m}_a \left(\frac{e_c - 1}{\eta_c} \right), \quad e_c = \pi_c^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (3)$$

式中 c_p 为空气比定压热容, T_{t2} 为压气机进口总温, $\dot{m}_a$ 为空气流量, π_c 为压气机增压比, η_c 为压气机效率.

令 $\frac{dn}{dt} = f(n)$, 利用欧拉法可得任一时刻 $t + \Delta t$ 的转速为

$$n(t + \Delta t) \approx n(t) + \Delta t f(n(t)) \quad (4)$$

1.2 供油方案研究

本文通过对比传统涡喷发动机加减速供油的限制条件讨论 ATR 发动机加减速供油规律. 对于传统发动机而言, 加速过程的规划需要考虑 3 个问题^[13]:

第 1, 涡轮前温度问题. 现有涡喷/涡扇发动机涡轮前温度已超过 1800 K, 各种冷却手段的采用是传统涡喷/涡扇发动机涡轮前温度提升的关键之一. 然而, ATR 发动机涡轮前温度不能过高. 这是因为驱动 ATR 发动机涡轮的工质为燃气发生器中生成的富油燃气, 由于涡轮出口和压气机出口存在静压平衡关系^[9], 涡轮进口总压总是高于压气机出口总压, 涡轮无法得到有效的冷却, 因此, 根据现有材料水平, 选择涡轮前温度为定值 1300 K, 燃气发生器按照给定空燃比进行燃烧, 只通过改变富燃燃气流量调节 ATR 发动机转速.

第 2, 喘振裕度问题. 对于传统涡喷/涡扇发动机而言, 供油量增加得越快, 加速过程工作线就越靠近喘振边界, 为保证压气机稳定工作, 需要提供一定的稳定裕度. 这是因为传统涡喷发动机需要同时满足压气机-涡轮流量连续和功率平衡. 由流量连续可以推出:

$$\pi_c \approx \text{const} \sqrt{\frac{T_{t4}}{T_{t2}}} q(\lambda_2) \quad (5)$$

由式(5)可知, 在加速过程中, 燃油流量增长过快会导致涡轮前温度 T_{t4} 增加很快, 从而使 π_c 迅速增大, 工作线向喘振边界迅速靠拢. 而对于 ATR 发动机, 由于驱动涡轮的是燃气发生器产生

的富油燃气,压气机-涡轮流量不再连续,只需满足功率平衡即可。通过后面的算例可以看出,加速过程中喘振裕度变化不大,且始终大于加速过程最大转速点的喘振裕度。

第3,燃烧稳定性问题。对于传统涡喷发动机,在过渡过程中燃烧室的稳定燃烧要保证一定的余气系数,供油量不能超过贫油熄火边界或富油熄火边界。对于ATR发动机,燃烧过程分为燃气发生器内的一次燃烧和主燃烧室的二次燃烧。在燃气发生器中,空燃比给定,并在发动机所有工作状态保持不变。ATR发动机的加减速过程通过改变燃气发生器流量实现,因此在燃气发生器中不存在贫油熄火和富油熄火问题;在主燃烧室中,由于缺少实验,现有设计通常将设计空燃比设定在最佳空燃比附近,以在获取最大单位推力和比冲尽可能避免贫油熄火和富油熄火。

根据以上讨论,本文确定了3套供油方案,如图2所示。

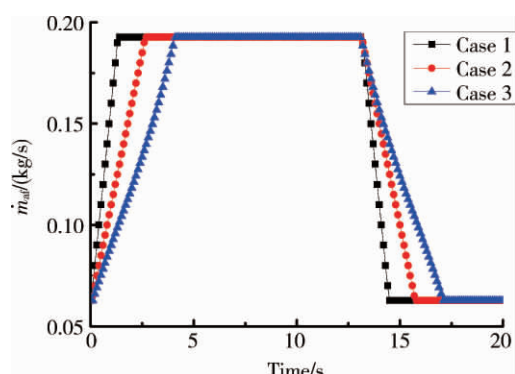


图2 ATR发动机加减速供油规律

Fig. 2 Fuel feeding law for acceleration and deceleration of ATR engine

1.3 模型

ATR发动机稳态模型需要同时满足压气机-涡轮功率平衡、混合室压力平衡和尾喷管流量连续3个条件。变量为增压比、燃油流量、涡轮入口总压和转速,当转速给定时,剩下的3个变量在3个约束条件下构成一个封闭的3元3阶非线性方程组,求解该方程组可以得到ATR发动机稳态性能^[9]。

在过渡态,ATR发动机混合室的压力平衡和尾喷管的流量连续与稳态模型相同,而功率平衡满足式(1)和式(4)的欧拉方程。变量仍然为增压比、燃油流量、涡轮入口总压和转速,燃油流量在各个时间点给定,剩下的3个变量在3个约束条

件下仍然构成一个封闭的3元3阶非线性方程组,求解各时间点的方程组可以得到任一时刻ATR发动机过渡态性能。

综上所述,ATR发动机过渡态计算步骤如下:

- 1) 将加/减速过程按时间离散,分割为间隔为 Δt 的区间;
- 2) 给定供油量按时间变化规律;
- 3) 在各个时刻求解上述3阶非线性方程组,得到发动机参数,由压气机功率 N_c 和涡轮功率 N_t 根据式(1)可以得到转速的变化量,最后由式(4)可以得到给定时间步长下的新转速。

2 仿真结果

本文对使用液氧/液氢作为推进剂的ATR发动机从60%到100%转速的加减速过程进行仿真,飞行状态为9000 m, $Ma=2$ 。仿真结果如图3~图6所示。图3为ATR发动机转速随时间的变化曲线。如图所示,方案1加减速时间最短,这是因为方案1供油量调节时间最短。图4为ATR发动机主要性能参数比冲和比推力随时间变化曲线。如图所示,刚开始加速时,比冲迅速下降,接近最大转速时,比冲开始上升,最终趋于平缓,减速过程则相反;比推力在刚开始加速时迅速上升,接近最大转速时,比推力略为下降,最终趋于平缓,减速过程则相反。

比冲定义为

$$I_{sp} = \frac{F_n}{\dot{m}_f} \quad (6)$$

比推力定义为

$$F_s = F_n / \dot{m}_a \quad (7)$$

式(6)、式(7)中, F_n 为净推力,定义如下:

$$F_n = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)v_9 - \dot{m}_a v_0 + (p_9 - p_0)A_9 \quad (8)$$

式中 v_9 为排气速度, v_0 为飞行速度, p_0, p_9 分别为发动机进出口静压, A_9 为尾喷管出口面积。在加速过程中,富燃燃气流量 $\dot{m}_f$ 迅速增大,压气机吸气能力增加,空气流量 $\dot{m}_a$ 也增大。富燃燃气流量增大速率快于空气流量增大速率,空燃比下降。在低转速下,空燃比大于最佳空燃比,排气温度随空燃比的下降提高,如图5所示。排气温度的上升导致排气速度的提高。以上因素导致净推力提高。由于净推力的增大速率低于富燃燃气增大速率,由比冲定义可知,开始加速时,比冲下降,如图4(a)所示。同时,由于净推力增大速率大于空气流量增大速率,比推力增大,如图4(b)所示。当富燃

燃气流量增大到最大转速流量后,发动机继续加速,直到达到最大转速.这段时间富燃燃气流量不变,空气流量继续增加,空燃比上升,由于此时接近最佳空燃比,因此排气温度变化不大,如图 5 所示,此时净推力增大速率降低,直到最大.由于净推力继续增加,燃油流量不变,因此比冲小幅上升,如图 4(a)所示.同时,由于此时净推力变化不大,而空气流量继续增大,比推力略微下降,如图 4(b)所示.对于减速过程比冲和比推力变化规律则相反.

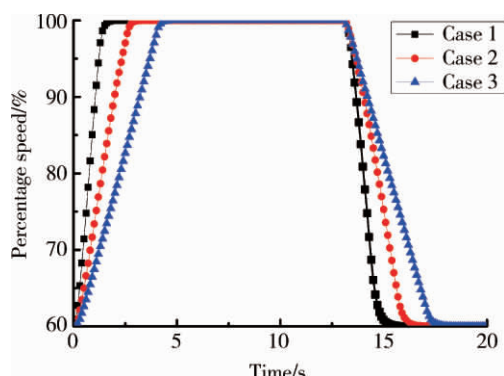
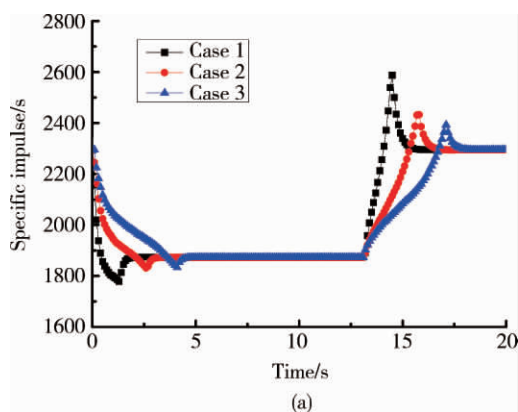
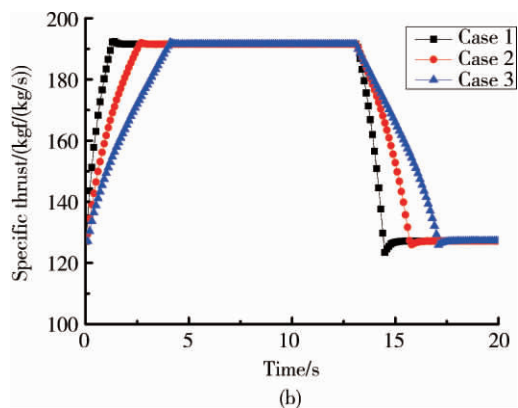


图 3 转速随时间变化曲线

Fig. 3 Change of percentage speed vs. time



(a)



(b)

图 4 比冲、比推力随时间变化曲线

Fig. 4 Change of specific impulse and specific thrust vs. time

ATR 发动机从 60% 转速到 100% 转速的加速工作线和节流曲线如图 6 所示. 在加速过程初期, 由于富燃燃气流量的增加, 对混合室进口的空气流量产生了节流, 因此压气机的加速工作线沿着等转速线向喘振边界移动, 燃气发生器的富燃燃气流量增加得越快, 这个效果越明显. 整个加速过程中, 压气机的喘振裕度始终不低于最大转速点的喘振裕度. 对于传统涡喷发动机的加速过程, 加速工作线向喘振边界移动是由于涡轮前燃气总温增加对压气机节流造成的. 两者相比可以看出 ATR 发动机在加速过程中的喘振裕度损失要小得多.

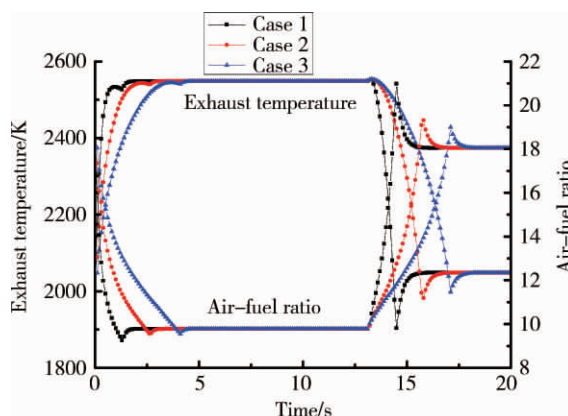


图 5 排气温度、空燃比随时间变化曲线

Fig. 5 Exhaust temperature and air-fuel ratio vs. time

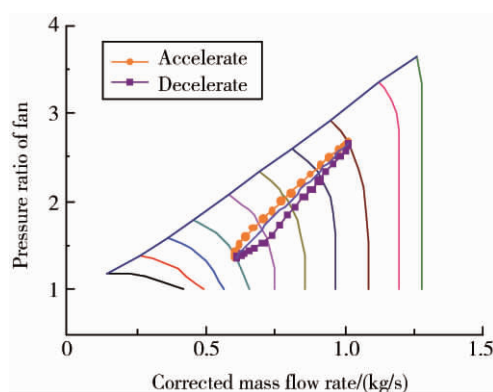


图 6 最快供油规律下加减速工作线

Fig. 6 Operation line of acceleration and deceleration

ATR 发动机的涡轮由燃气发生器产生的富燃燃气独立驱动, 不需要附加的起动电机或空气涡轮起动机. 因此, 如果补全压气机的低转速下特性, 即可按照本文介绍的方法计算 ATR 发动机的起动性能.

3 结 论

1) 本文根据压气机/涡轮功率平衡、混合室的压力平衡和尾喷管的流量连续条件,建立了ATR发动机的过渡态性能模型。在过渡态,ATR发动机的功率平衡满足式(1)和式(4)的欧拉方程。

2) ATR发动机的加减速过程中,涡轮的剩余功率是通过调节燃气发生器产生的富燃燃气流量变化实现的,整个过渡过程中的涡轮前总温始终保持不变。

3) 由于ATR发动机的加速过程中涡轮前总温保持不变,所以相比于传统涡喷发动机,ATR发动机在加速过程中喘振裕度损失要小很多,即使在最快供油规律下压气机喘振裕度仍不低于最大转速喘振裕度。

4) ATR发动机涡轮由独立的燃气发生器驱动,不需要附加的起动电机或空气涡轮起动机,即可实现自起动。如果具备完整的部件低转速特性,即可用本文模型计算ATR发动机起动性能。

参考文献:

- [1] Ostrander M J, Thomas M E. Air-turbo-rocket solid-propellant development and testing[R]. AIAA-97-3258, 1997.
- [2] 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.
- [3] Balepin V V, Liston G W. The steam jet TM; Mach 6 + turbine engine with inlet air conditionin[R]. AIAA 2001-3238, 2001.
- [4] Tanatsugu N, Sato T, Balepin V V, et al. Development study on ATREX engine[R]. AIAA-96-4553, 1996.
- [5] Mizobata K, Arai T, Sugiyama H. Conceptual feasibility of reusable launch vehicles based on the ATREX engine[R]. AIAA-99-4829, 1999.
- [6] Bossard J A, Christensen K L, Fedunet M H, et al. Return of the solid fuel gas generator ATR[R]. AIAA-87-1997, 1987.
- [7] Hartung L C, Karkow J M, Ordway W L, et al. Orbit-on-demand vehicle propelled by ATR/R engines[R]. AIAA-86-1847, 1986.
- [8] Lantz E. High specific impulse propulsion for trans atmospheric vehicles[R]. AIAA-87-2051, 1987.
- [9] 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, 345.
TU Qiuye, CHEN Yuchun, SU Sanmai, et al. Study on modeling and features of solid propellant air-turbo-rocket[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2006, 29(5): 317-319, 345. (in Chinese)
- [10] 陈湘, 陈玉春, 屠秋野, 等. 固体推进剂空气涡轮火箭发动机的非设计点性能研究[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(5): 445-448.
CHEN Xiang, CHEN Yuchun, TU Qiuye, et al. Research on off-design performance of solid propellant air-turbo-rocket[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(5): 445-448. (in Chinese)
- [11] 屠秋野, 丁朝霞, 陈玉春, 等. 固体推进剂吸气式涡轮火箭发动机的气动热力循环分析[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(1): 53-57.
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. (in Chinese)
- [12] Christensen K L. Vehicle performance optimization utilizing the air turbo-ramjet propulsion system; methodology development and applications[D]. Missouri US: University of Missouri, 1997.
- [13] Cumpsty N. Jet propulsion[M]. England, UK: Cambridge University Press, 2003.
- [14] 廉小纯, 吴虎. 航空燃气轮机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
- [15] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. USA: Blackwell Publishing, 2004.