

氨解离度对无水肼 ATR 发动机性能影响研究

张留欢, 马化杰, 周建平, 南向谊, 李光熙

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 基于无水肼 ATR 发动机, 开展了氨解离度对涡轮前燃气及发动机总体性能的影响研究, 对不同氨解离度时无水肼 ATR 发动机性能进行计算对比。结果显示, 随着氨解离度 x 升高, 无水肼分解燃气温度降低, H_2 、 N_2 在分解混合气中的质量百分比升高, 燃气比热比、气体常数数值升高; 在地面状态同一转速下, x 越小, 发动机比冲越高。在 100% 物理转速时, $x = 0.29$ 对应的发动机比冲最高且为 808 s, 无水肼流量为 0.999 kg/s, 较 $x = 0.8$ 发动机比冲提高最大约 7.3%, 无水肼流量减小约 7.33%; 同一高空条件 100% 转速下, x 越小, 发动机比冲越高。在 22 km/3.5 Ma 条件下, $x = 0.29$ 较 $x = 0.8$ 发动机比冲提高最大约 14.6%, 无水肼流量减小约 8.2%。在同一 ATR 发动机、同一转速下, 氨解离度越低, 涡轮等熵功越大, 无水肼流量越小, 发动机比冲越高。

关键词: 无水肼; ATR 发动机; 氨解离度

中图分类号: V439 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2019)02-0016-04

Performance analysis of hydrazine ATR with different dissociated ratios of NH_3

ZHANG Liuhuan, MA Huajie, ZHOU Jianping, NAN Xiangyi, LI Guangxi

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Based on hydrazine ATR, performance analysis of hydrazine ATR with different dissociated ratios of NH_3 (x) was presented here. And the calculation and comparison about performance of ATR with different x were carried out. The results show that as x increases, temperature of gas decreases which is dissociated from hydrazine by catalysis, mass percentage of H_2 , N_2 increases, and the value of specific heat ratio and gas constant goes up. On the ground state, the specific impulse of ATR increases as x decreases under the same rev. When the physical rev is 100% and $x = 0.29$, the specific impulse reaches top 808s, which is 7.3% higher than that at $x = 0.8$, and the mass flow rate of hydrazine is 0.999 kg/s, which is 7.33% lower than that at $x = 0.8$. Under the condition of high altitude, the specific impulse of ATR increases as x decreases under the same rev. The specific impulse and mass flow rate, with x of 0.29, are 14.6% and 8.2% higher than that at $x = 0.8$ when the flight condition is 22 km/3.5 Ma respectively. With the same ATR engine and rev, as the dissociated ratio of NH_3 decreases, isentropic work of tur-

收稿日期: 2017-11-02; 修回日期: 2018-01-02

基金项目: 装备预研航天科技联合基金(6141B060626040)

作者简介: 张留欢(1986—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为组合推进系统气动热力技术

bine increases, mass flow rate of hydrazine decreases and specify impulse of ATR increases.

Keywords: Hydrazine; ATR; dissociated ratio of NH_3

0 引言

空气涡轮火箭发动机是一种新型组合循环发动机,其将火箭发动机和航空发动机有机融合^[1-2],采用独立火箭发动机产生高温高压燃气直接驱动涡轮带动压气机工作,实现了压气机空气路与涡轮燃气路的热力参数解耦,发动机飞行速域宽,加速性能优,可作为水平起降组合动力高超声速飞机低速段动力装置。

美国、日本^[3-7]从上世纪80年代开始进行了多种 ATR 发动机总体方案设计和试验研究。其中,CFD 研究公司(CFD Research Corporation)完成了 ATR 发动机的飞行试验。国内针对 ATR 发动机的研究多集中在理论计算和方案设计方面。李文龙^[8]、屠秋野^[9]等开展了 ATR 发动机热力循环特性分析,获得了涡轮落压比等热力参数对 ATR 发动机推力性能的影响规律;陈玉春^[10-12]、潘宏亮^[13]等进行了 ATR 发动机建模与仿真研究,获得了发动机设计点与非设计点性能计算方法。

本文着重从推进剂角度切入,研究液体推进剂特性变化对 ATR 发动机的影响规律。根据推进剂种类数量,ATR 发动机可分为单组元(无水肼 N_2H_4 ^[14])、双组元(液氧/液氢、过氧化氢/煤油^[15-16])发动机等。其中,单组元无水肼 ATR 发动机推进剂常温,方便贮存,且发动机调节参数单一,供应系统简单,具有较高的工程应用潜力。本文基于无水肼推进剂,给出了单组元 ATR 发动机工作方案,研究并获得了无水肼在燃气发生器催化分解中氨解离度变化对 ATR 发动机总体性能的影响规律,对 ATR 发动机研究具有一定参考意义。

1 无水肼 ATR 发动机

无水肼 ATR 发动机主要由进气道、压气机、单组元燃气发生器、涡轮、燃烧室、尾喷管及其附件系统组成。ATR 发动机工作过程中,无水肼经独立于空气流路的燃气发生器催化分解产生高温高压富氢燃气,之后驱动涡轮带动压气机对来流空气做功,增压后的空气与涡轮后燃气进行掺混,在燃烧

室实现点火燃烧,再通过喷管膨胀加速,产生推力。无水肼 ATR 发动机结构布局示意图如图1所示。

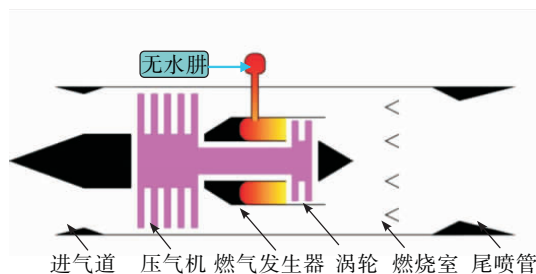


图1 无水肼 ATR 发动机结构布局示意图

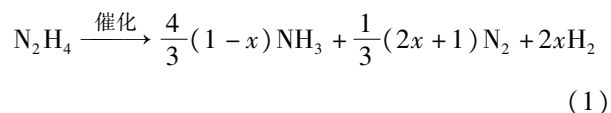
Fig. 1 Structure sketch of hydrazine ATR

2 氨解离度的影响

无水肼在燃气发生器中催化分解为高温氨气(NH_3)、氢气(H_2)及氮气(N_2)混合气体,在驱动涡轮做功后进入燃烧室与来流空气进行掺混燃烧。由于上述混合气体中存在 NH_3 ,高温条件下 NH_3 会解离为 N_2 和 H_2 ,该解离过程为吸热过程,解离程度不同,发生器燃气温度不同。用来衡量氨解离程度的参数叫氨解离度。氨解离度与气体温度及催化剂床长有关。气体温度升高,氨解离度增加;催化剂床长增加,氨解离度增加^[17]。

2.1 氨解离度对涡轮前燃气物性影响

氨解离度不同将影响无水肼分解成分比例,使得涡轮前燃气物性存在差异,进而影响涡轮做功能力。单位摩尔无水肼催化分解化学方程式^[17](忽略1%含水量^[14])为:



式中 x 为氨解离度。式(1)和文献[17]计算了不同 x 对应的无水肼分解燃气温度和成分占比。图2给出了当 $x = 0.29, 0.42, 0.55, 0.67, 0.8$ (对应的燃气总温分别为 1 400 K, 1 300 K, 1 200 K, 1 100 K, 1 000 K)时无水肼分解燃气的物性参数等数据。图2中显示,随着氨解离度升高,无水肼分解燃气温度降低,主要是由于氨解离过程为吸热反应。

同时,随着氨解离度增加, H_2 , N_2 在分解混合气中的质量百分比升高,燃气比热比 k ,气体常数 R 数值升高。

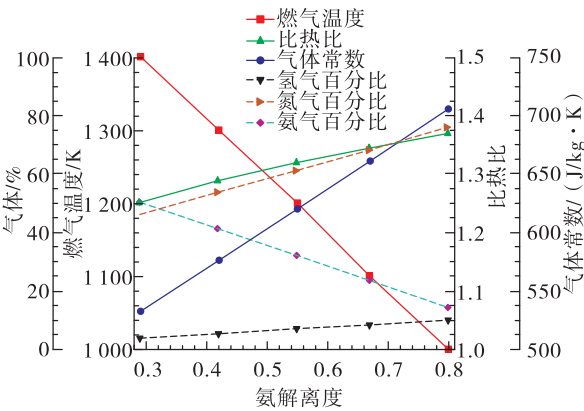


图 2 无水肼分解燃气物性随氨解离度变化结果
Fig. 2 Parameters of dissociated gas with different dissociated ratios of NH_3

2.2 氨解离度对发动机性能影响

氨解离度直接影响涡轮入口燃气物性,进而对 ATR 发动机工作性能产生影响。根据文献[13]建立了无水肼 ATR 发动机性能计算模型,给定发动机设计点(高度 $H=0\text{ km}$,马赫数 $Ma=0$)参数如表 1 所示,计算了不同氨解离度下 ATR 发动机比冲性能。

表 1 无水肼 ATR 发动机设计点参数(部分)
Tab. 1 Part parameters of for ATR at design point

名称	参考值
压气机流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	10
压气机效率	0.85
压气机增压比	2.6
涡轮流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	1
涡轮落压比	8
涡轮效率	0.8
物理转速/%	100
燃烧室燃烧效率	0.9

图 3 给出了地面状态不同转速(70%,80%,90%,100%)条件下氨解离度变化对 ATR 发动机无水肼分解燃气流量及比冲影响结果。图 3 中显示,发动机比冲随发动机转速上升而增大。在同一转速下,氨解离度 x 越小,燃气流量越小,发动机比冲

越高。在 100% 物理转速时 $x=0.29$ 对应的发动机比冲最高且为 808 s,无水肼流量为 0.999 kg/s ,较 $x=0.8$ 发动机无水肼流量减小约 7.33%,比冲提高最大约 7.3%。

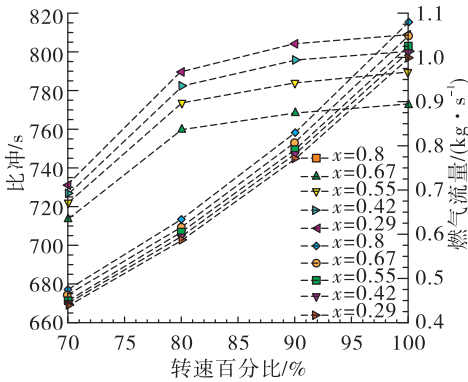


图 3 地面状态不同转速时氨解离度变化影响
Fig. 3 Performance of ATR on ground state with different revs and dissociated ratios of NH_3

图 4 给出了 100% 转速时不同高空状态下(7 $\text{km}/0.8Ma$,10 $\text{km}/1.5Ma$,12 $\text{km}/2Ma$,20 $\text{km}/3Ma$,22 $\text{km}/3.5Ma$)氨解离度变化对 ATR 发动机比冲影响结果。图 4 中显示,不同高空条件下发动机比冲范围约为 550 ~ 761 s。同一高空条件下,氨解离度 x 越小,燃气流量越小,发动机比冲越高。其中:在 12 $\text{km}/2Ma$ 条件下, $x=0.29$ 时,ATR 发动机比冲达到最高,约为 761 s;在 22 $\text{km}/3.5Ma$ 条件下, $x=0.29$ 较 $x=0.8$ 发动机比冲提高最大约 14.6%,无水肼流量减小约 8.2%。

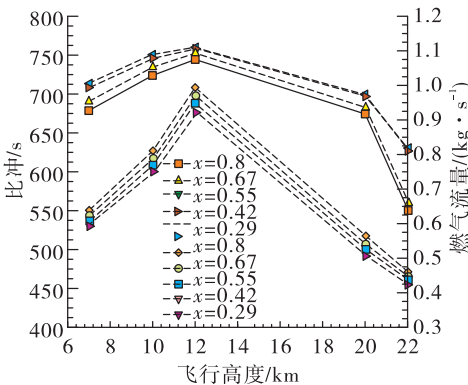


图 4 不同高空状态下氨解离度变化影响
Fig. 4 Performance of ATR at high altitude with different revs and dissociated ratios of NH_3

式(2)、(3)分别给出了涡轮等熵膨胀功 L_T 和涡轮输出功率 N_T 的计算式^[18]。在涡轮落压比 π_t , 涡轮效率 η_t 不变的条件下, L_T , N_T 大小与无水肼分解燃气定压比热容 C_p , 总温 T^* , 比热比 k 直接相关, 且 L_T 越大, 实现相同功率时需要的涡轮燃气流量(无水肼分解燃气流量) m_f 越小:

$$L_T = C_p \cdot T^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{k-1}{k}}}\right) \quad (2)$$

$$N_T = m_f \cdot C_p \cdot T^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_t^{\frac{k-1}{k}}}\right) \cdot \eta_t \quad (3)$$

根据前文无水肼分解燃气物性参数, 计算了不同氨解离度对应的涡轮等熵膨胀功, 如图 5 所示。由图 5 可知, 随着氨解离度逐渐减小, 涡轮等熵膨胀功逐渐增大, 则实现相同涡轮输出功率时需要的无水肼流量越小。又根据图 3 所示, 无水肼流量越小, 对应的发动机比冲越高。因此, 在同一 ATR 发动机、同一转速下, 氨解离度越低, 无水肼流量越小, 发动机比冲越高。

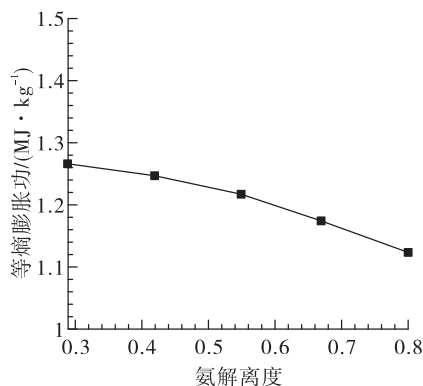


图 5 不同氨解离度时涡轮参数变化结果

Fig. 5 Parameters of turbine with different dissociated ratios of NH_3

3 结论

基于空气涡轮火箭发动机, 开展了氨解离度对涡轮前燃气及发动机总体性能的影响研究, 对不同氨解离度时无水肼 ATR 发动机性能进行计算对比, 获得以下结论:

1) 氨解离度越低, 无水肼分解燃气温度越高, 在同一 ATR 发动机、同一转速下, 涡轮等熵功越大, 无水肼流量越小, 发动机比冲越高。

2) 在地面状态同一转速下, 氨解离度 x 越小, 发动机比冲越高。在 100% 物理转速时, $x = 0.29$ 对应的发动机比冲最高且为 808 s, 无水肼流量为 0.999 kg/s, 较 $x = 0.8$ 发动机比冲提高最大约 7.3%, 无水肼流量减小约 7.33%。

3) 同一高空条件 100% 转速下, 氨解离度 x 越小, 发动机比冲越高。

参考文献:

- [1] CHRISTENSEN K. Air turbo-rocket/vehicle performance comparison[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(5): 706-712.
- [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 Xiangyi, WANG Shuanhu, LI Ping. Investigation on status and prospect on air turbine rocket[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(6): 31-35.
- [3] THOMAS M E, BOSSARD J A, OSTRANDER M J. Addressing emerging tactical missile propulsion challenges with the solid propellant air-turbo-rocket[C]//The 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Alabama: AIAA, 2000.
- [4] BOSSARD J A, THOMAS M E. The influence of turbo machinery characteristics on air turbo rocket engine operation: AIAA 2000-3308[R]. [S. L.]: AIAA, 2000.
- [5] OSTRANDER M J, THOMAS M E. Air turbo-rocket solid propellant development and testing: AIAA 1997-3258[R]. [S. L.]: AIAA, 1997.
- [6] TANATSUGU N, CARRICK P. Hypersonic and combined cycle propulsion for earth-to-orbit applications: AIAA 2003-2586[R]. [S. L.]: AIAA, 2003.
- [7] MIVOBATA K, KIMURA H, SUGIYAMA H. Conceptual design of flight demonstrator vehicles for the ATREX engine[C]//The 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Virginia: AIAA, 2003.
- [8] 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.
- [9] TU Q Y, DING C X, CHEN Y C, et al. Thermodynamic cycle analysis of solid propellant air-turbo-rocket[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 32(2): 269-276.

- [10] 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.
- [11] 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.
- [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] 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.
- [14] 国防科学技术工业委员会. 无水肼:GJB 98-86[S]. 北京:中国标准出版社,1986.
- [15] MIMATO R, HIGASHINO K, TANGATSUGU N. Design and development of bio-ethanol fueled GG-cycle air turbo ramjet engine for supersonic UAV; ISABE – 2013 – 1654 [R]. [S. L.]:ISABE,2013.
- [16] MINATO R, HIGASHINO H, TANATSUGU N. Design and performance analysis of bio-ethanol fueled GG-cycle air turbo ramjet engine; AIAA 2012-0842 [R]. [S. L.]: AIAA,2012.
- [17] 周汉申. 单组元液体火箭发动机设计与研究[M]. 北京:中国宇航出版社,2009.
- [18] 楚武利,刘前智,胡春波. 航空叶片机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2009.

(编辑:马 杰)