

碳氢燃料超燃冲压发动机油气涡轮做功能力评估*

张 铎¹, 鲍 文¹, 秦 江¹, 黎林林²

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150006;

2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 为了研究油气涡轮泵燃油供给系统中, 碳氢燃料裂解油气的做功能力, 以正癸烷为替代燃料, 基于其裂解后的实验组分分析, 发展了基于 Soave-Redlich-Kwong (SRK) 状态方程的真实气体裂解混合物的等熵焓降计算方法, 并对油气涡轮的做功能力进行了分析和评估。研究表明, 当膨胀起始温度为 950K, 膨胀起始压力超过 3MPa, 膨胀比为 2 时, 裂解混合物的等熵焓降可达 110kJ/kg, 具备较强的做功能力。

关键词: 超燃冲压发动机; 碳氢燃料; 油气涡轮; 等熵焓降

中图分类号: V235.21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2013) 12-1708-05

Evaluation of Fuel Vapor Turbine Capacity for Doing Work Onboard for a Hydrocarbon Fueled Scramjet

ZHANG Duo¹, BAO Wen¹, QIN Jiang¹, LI Lin-lin²

(1. College of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150006, China;

2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: To evaluate the fuel vapor capacity for doing work in fuel vapor turbopumpfeeding system, *n*-decane was selected as surrogate fuel and experimental tests were firstly carried out to discover the components information of cracked fuel vapor at various thermophysical conditions. The thermophysical properties of real fuel vapor were then calculated by Soave-Redlich-Kwong (SRK) equation of state. At last, the isentropic enthalpy drop of real fuel vapor was calculated. With an initial temperature of 950K and an initial pressure over 3MPa, an isentropic enthalpy drop of 110kJ/kg is available when the expansion ratio is 2, which indicates that strong capacity for doing work can be achieved.

Key words: Scramjet; Hydrocarbon fuels; Fuel vapor turbine; Isentropic enthalpy drop

1 引 言

高超声速吸气式飞行器的长时间飞行依赖于燃油供给系统持续稳定的工作。燃油供给系统在完成液态燃料增压输送的同时, 需要消耗大量能量。因此, 在高超声速飞行器上寻找合适的能量源进行燃油供给变得十分重要。

在亚燃冲压发动机中, 通常采用空气涡轮泵进行

发动机燃油供给^[1]。其中, 驱动涡轮的空气来自于来流空气或取自发动机进气道^[2,3]。由于飞行马赫数一般低于 4, 因此来流空气总温较低, 不会对涡轮叶片的正常工作构成热环境的威胁。但在飞行马赫数大于 6 的超燃冲压发动机中, 来流空气总温已超过 1600K, 恶劣的热环境将对空气涡轮的工作构成严重挑战。此外, 空气涡轮的取气也会对发动机和飞行器的性能造成不可避免的损失。因此, 在超燃冲压发动

* 收稿日期: 2013-09-22; 修订日期: 2013-09-25。

作者简介: 张 铎 (1987—), 男, 博士生, 研究领域为高超声速推进技术, 发动机热防护, 发动机热力循环。

E-mail: zhangduo198751@163.com

该地面燃油加热及组分测量实验系统由油箱、平流泵、质量流量计、加热管、冷凝器、压力调节阀、采样分析系统以及直流电源构成。最大运行压力 8MPa, 加热管出口的最高燃油温度高达 1000K。加热管采用高温合金管(外径 3mm × 内径 1mm × 长 1m), 水平放置, 由直流电源直接进行电阻式加热, 最大加热热流密度大于 1MW/m²。加热管出口设置有 K 型热电偶测量燃油温度, 压力传感器测量压力。经过冷凝后, 可对裂解后的气体和液体分别进行色谱分析。燃料裂解率及各组分相对含量的获取过程详见文献 [14]。

本文采用正癸烷作为替代燃料进行裂解组分分析, 其裂解率随温度和压力的变化如图 3 所示。3MPa 时, 裂解产物的分布如图 4 所示。

由图 3 可见, 燃料的裂解率随着燃油温度的升高而逐渐增大。当燃油温度为 940K 时, 燃料的裂解率可达 70%。压力对燃料的裂解率也有较大影响。压

力越高, 燃料的裂解率越高。

由图 4 可见, 碳原子数小于 4 的烃类物质是裂解反应的主要产物, 并且随着温度升高, 这些产物的含量基本呈上升趋势。总体而言, 各个组分的变化规律较为复杂, 没有固定的规律可循。压力对组分相对含量的影响相对较小。

4 高温油气等熵焓降的计算

等熵焓降是表征涡轮工质做功能力的重要参数。在确定了混合工质的组分后, 首先需要计算工质的热物性, 然后就可以进行等熵焓降的计算。

4.1 高温油气的热物性

对于烃类的混合物, 可以采用 SRK 状态方程计算混合物的密度。获得混合物密度后, 可以进一步计算混合物的比热和比热比。具体的计算过程可以参考文献 [15]。采用该方法计算得到的正癸烷裂解混合物的密度和比热比分别如图 5 和图 6 所示。

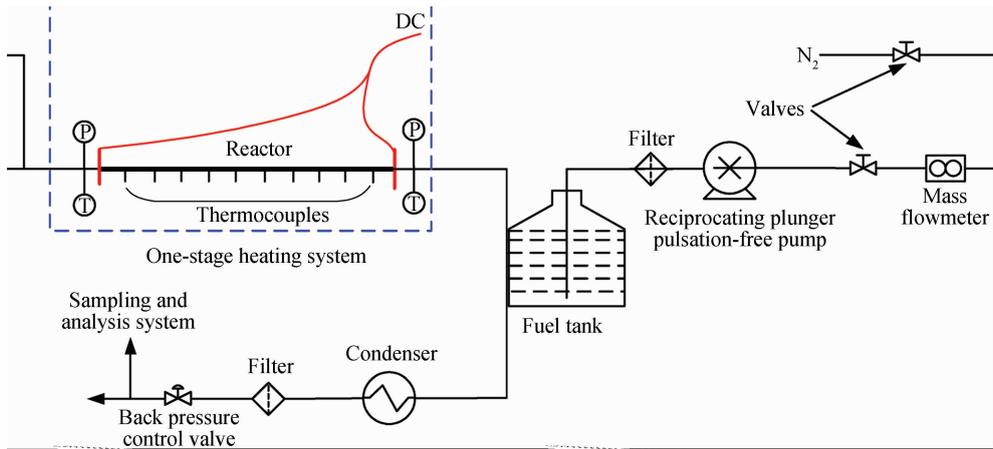


Fig. 2 One-stage fuel heating and cracking system for experiment

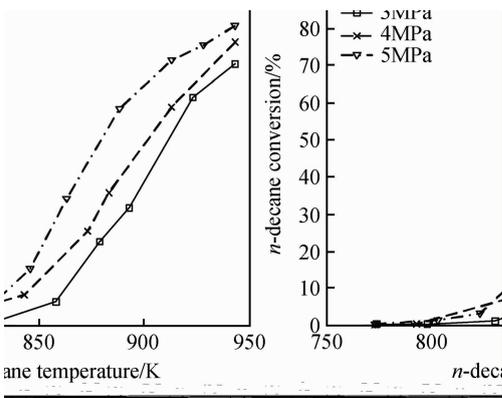


Fig. 3 Conversion rates of *n*-decane vs. temperature and pressure

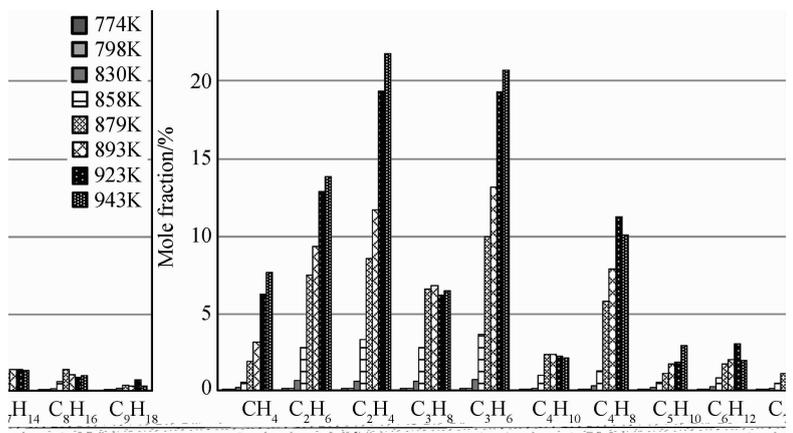


Fig. 4 Distribution of product species of *n*-decane at 3MPa

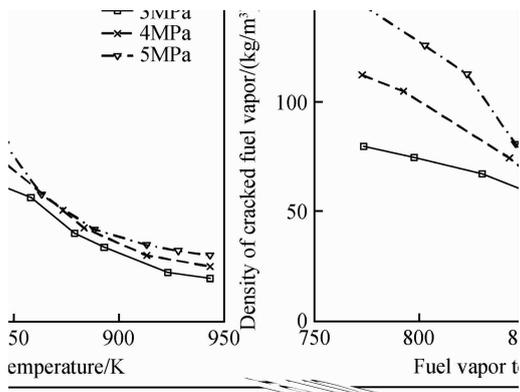


Fig. 5 Density of real fuel vapor vs. temperature and pressure

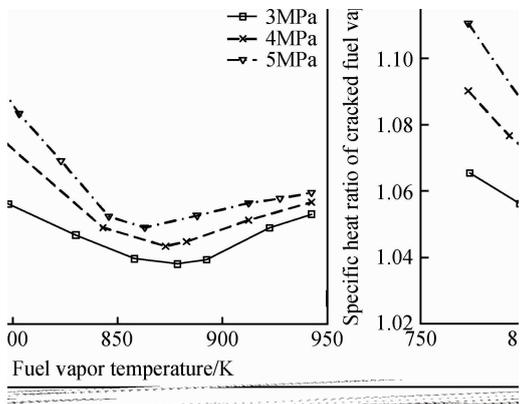


Fig. 6 Specific heat ratio of real fuel vapor vs. temperature and pressure

由图 5 可见,正癸烷裂解混合物的密度随着温度的升高而降低,随着压力的升高而增大。这种变化趋势符合裂解反应的特征和气体的一般性质。由图 6 可见,裂解混合物的比热比随温度的升高呈现先降低后升高的非单调特征。这一方面与正癸烷近临界的物性有关,另一方面与化学反应的发生导致的组分变化有关。压力越高,混合物比热比也越大。

总体来看,由于化学反应的发生,使混合物的组分发生大范围变化,这对油气工质的物性影响是明显的。高温油气的物性变化也呈现出较为复杂的规律。

4.2 等熵焓降的计算

在一般的燃气涡轮中,等熵焓降的计算一般可按理想气体进行;在汽轮机中,水蒸汽的等熵焓降可直接查表获取。对于高温油气,由于其组分不断发生变化,且含有大分子的未裂解成分,按理想气体假设进行计算会产生较大偏差,而又没有现成的数据表可查。因此,需要发展一种通用的用于计算真实气体混合物等熵焓降的方法。由于燃料在涡轮内的驻留时间很短,因此在本文的计算中,假设燃料在涡轮内的

膨胀过程中不再发生化学变化,其混合物组分仍为涡轮入口处的组分。

对于真实气体的等熵膨胀过程,有效膨胀因子 k 如式(1)所示。它并不等同于真实气体混合物的比热比 γ 。二者关系如式(2)所示。其中, T 为温度, p 为压力, v 为比容, s 为比熵。

$$k = -\frac{v}{p} \left(\frac{\partial p}{\partial v} \right)_s \quad (1)$$

$$\gamma \left(\frac{\partial p}{\partial v} \right)_T = \left(\frac{\partial p}{\partial v} \right)_s \quad (2)$$

工质的等熵过程可表达为式(3)所示的积分形式,其中, \bar{k} 为与等熵过程对应的平均有效膨胀因子, C 为积分常数。

$$pv^{\bar{k}} = C \quad (3)$$

对于一个具体的等熵焓降计算问题,一般是已知膨胀过程起点的温度、压力和膨胀终点的压力,求取等熵膨胀过程终点的温度以及过程的等熵焓降。对于真实气体,物性随温度和压力会发生变化,直接求取准确的 \bar{k} 比较困难。因此需要采用数值积分算法,将整个等熵过程划分为若干个等熵膨胀微元过程,在每个微元中,忽略物性变化带来的影响,这样就可以对每个膨胀微元进行计算。

以 SRK 状态方程为基础计算油气混合物的物性,并采用上述数值积分的思路,可以对高温油气的等熵焓降进行计算。计算结果如图 7 所示。

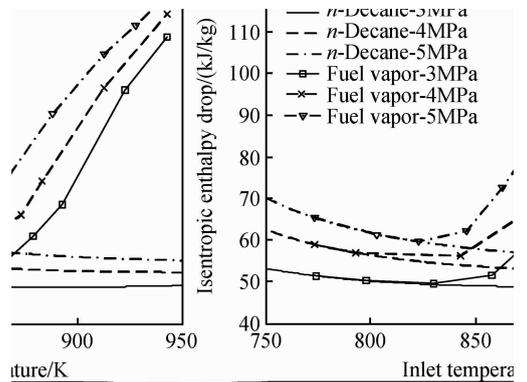


Fig. 7 Isentropic enthalpy drop of fuel vapor and *n*-decane at an expansion ratio of 2 vs. initial temperature and pressure

由图 7 可见,当膨胀比为 2 时,在温度低于 800K 时,正癸烷裂解率很低,因此,油气的等熵焓降实际就是正癸烷的等熵焓降,大约为 50 ~ 70kJ/kg,具体数值与初始膨胀的温度和压力有关。随着油气温度的进

一步升高,正癸烷裂解率逐渐增大,其等熵焓降迅速增大。当油气温度接近 950K 时,其等熵焓降可达 110kJ/kg。若假设正癸烷不发生裂解,在 950K 时,其等熵焓降仅为 50kJ/kg。可见,裂解反应的发生使高温油气的等熵焓降增大了一倍。此外,压力对等熵焓降也有明显影响,压力越高,等熵焓降越大。

5 结 论

本文基于高温油气的实验组分测量结果,发展了真实高温油气等熵焓降的计算方法,通过对真实高温油气等熵焓降的计算,得出以下结论:

(1)作为涡轮的驱动工质,高温油气是大分子碳氢燃料及其裂解生成的小分子产物的混合物。高温油气工质是一种组分随发动机工况变化而改变的混合工质,其物性变化也比常规工质更为复杂。

(2)高温油气的等熵焓降对油气的初始温度和压力变化较为敏感,尤其是燃料的裂解反应对油气的等熵焓降具有显著的影响,会明显提高工质的做功能力。当油气初始温度约为 950K,初始压力为 3MPa,膨胀比为 2 时,其等熵焓降可达 110kJ/kg,具备较强的做功能力。

参考文献:

- [1] 闫国军,杨 朗,董 泳,等. 冲压发动机涡轮泵建模及能耗分析[J]. 节能技术, 2006, 24(3):257-260.
- [2] 安庆芳. 冲压空气涡轮泵供油系统的自然配合供油规律[J]. 推进技术, 1986,7(5):42-48.
- [3] 安庆芳. 空气涡轮在弹上的取气问题[J]. 推进技术, 1985,6(4):74-79.
- [4] David P, Thomas F, Dan G, et al. Design, Fabrication and Testing of an Actively Cooled Scramjet Propulsion System [R]. AIAA 2003-0015.
- [5] Powell O A, Edwards J T, Norris R B, et al. Develop-

ment of Hydrocarbon-Fueled Scramjet Engines: The Hypersonic Technology (HyTech) Program [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17 (6):1170-1176.

- [6] 牛 文,李文杰. 美国空军圆满完成 X-51A 第四次试飞[J]. 飞航导弹, 2013,(5):3-4.
- [7] Daniau E, Bouchez M, Bounaceur R, et al. Contribution to Scramjet Active Cooling Analysis Using n-Dodecane Decomposition Model as a Generic Endothermic Fuel [R]. AIAA 2003-6920.
- [8] Castaldi M J, Leylegian J C, Chinitz W, et al. Development of an Effective Endothermic Fuel Platform for Regeneratively-Cooled Hypersonic Vehicles [R]. AIAA 2006-4403.
- [9] T Kanda, G Masuya, Y Wakamatsu, et al. A Comparison of Scramjet Engine Performances Among Various Cycles [R]. AIAA 89-2676.
- [10] T Kanda, G Masuya, Y Wakamatsu. Propellant Feed System of a Regeneratively Cooled Scramjet [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1991, 7(2): 299-301.
- [11] Sforza P. Electric Power Generation Onboard Hypersonic Aircraft [R]. AIAA 2009-5119.
- [12] Chen F F, Tam W F, Shimp N R, et al. An Innovative Thermal Management System for a Mach 4 to Mach 8 Hypersonic Scramjet Engine [R]. AIAA 98-3734.
- [13] LinhBao T, Lea-Der C. Heat Transfer Calculation of an Endothermic Fuel at Supercritical Conditions [R]. AIAA 98-3762.
- [14] Qin J, Zhang S, Bao W, et al. Thermal Management Method of Fuel in Advanced Aeroengines [J]. *Energy*, 2013,49: 459-468.
- [15] Meng H, Yang V. A Unified Treatment of General Fluid Thermodynamics and its Application to a Preconditioning Scheme [J]. *Journal of Computational Physics*, 2003, 189(1):277-304.

(编辑:张荣莉)