

# 氧化亚氮双组元发动机热力性能计算分析

王 栋, 梁国柱

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

**摘 要:** 对绿色推进剂  $\text{N}_2\text{O}$ ,  $\text{H}_2$ ,  $\text{CH}_3\text{OH}$ ,  $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ ,  $\text{CH}_4$ ,  $\text{C}_2\text{H}_6$ ,  $\text{C}_2\text{H}_4$ ,  $\text{C}_2\text{H}_2$ ,  $\text{C}_3\text{H}_8$  及  $\text{C}_3\text{H}_6$  的物性进行了全面比较, 并采用吉布斯最小自由能法对 9 种氧化亚氮双组元推进剂组合的热力性能展开全面计算及分析。 $\text{N}_2\text{O}/\text{H}_2$  组合由于其最低的燃气平均摩尔质量而具有最高的比冲; $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_2$  组合由于  $\text{C}_2\text{H}_2$  很高的标准生成焓其燃烧温度可高达 3823 K; 碳氢燃料在余氧系数  $\alpha < 0.4$  富燃工况下燃气中含有固碳颗粒, 且摩尔含量随着  $\alpha$  的降低而急剧升高, 喷管出口处可高达 35%~40%;  $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$  和  $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_6$  组合拥有很好的空间应用物性和较高的热力性能, 在压比  $p_c : p_e = 70 \text{ atm} : 1 \text{ atm}$  工况下平衡流比冲分别为 2 639 m/s 和 2 656 m/s, 具有很好的应用前景。

**关键词:** 绿色推进剂; 氧化亚氮; 双组元发动机; 性能分析

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 01-0044-07

## Calculation and analysis of thermodynamic performance for nitrous oxide bipropellant engine

WANG Dong, LIANG Guo-zhu

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The physical properties of green propellants  $\text{N}_2\text{O}$ ,  $\text{H}_2$ ,  $\text{CH}_3\text{OH}$ ,  $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ ,  $\text{CH}_4$ ,  $\text{C}_2\text{H}_6$ ,  $\text{C}_2\text{H}_4$ ,  $\text{C}_2\text{H}_2$ ,  $\text{C}_3\text{H}_8$  and  $\text{C}_3\text{H}_6$  were compared. The thermodynamic performance of nine nitrous oxide bipropellants were calculated and analyzed completely with the minimum free energy method.  $\text{N}_2\text{O}/\text{H}_2$  has the best specific impulse because of the lowest combustion gas average molar mass.  $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_2$  possesses the highest adiabatic combustion temperature which can reach 3 823 K owing to the high standard formation enthalpy of  $\text{C}_2\text{H}_2$ . The combustion gas of hydrocarbon fuel bipropellant contains carbon particles while its excess-oxidizer coefficient  $\alpha < 0.4$ , and the carbon content which can reach 35% 40% at nozzle exit increases sharply with the  $\alpha$  decrease. The theoretical equilibrium specific impulse of  $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$  and  $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_6$  under work condition of  $p_c : p_e = 70 \text{ atm} : 1 \text{ atm}$  are 2 639 m/s and 2 656 m/s, and these two bipropellants possess attractive space application properties and highly thermodynamic performance.

**Keywords:** green propellant; nitrous oxide; bipropellant engine; performance analysis

收稿日期: 2011-05-20; 修回日期: 2011-08-30

作者简介: 王栋 (1983—), 男, 博士研究生, 研究领域为液体火箭发动机点火技术

0 引言

液体推进剂是液体火箭发动机的能源和工质, 其性能优劣直接影响发动机及火箭的性能。自 1900 年正式开始液体火箭研究至今, 液体推进剂的种类得到了极大的丰富, 既有肼、过氧化氢等单组元推进剂、可贮存的确基氧化剂与肼类燃料双组元推进剂, 又有高能低温的液氧/液氢双组元推进剂。但是, 目前所使用的液体推进剂普遍具有剧毒、强腐蚀、污染环境、低温等缺点。

随着载人航天技术的不断发展, 更为严格的环保要求以及国际商业火箭市场竞争的加剧, 寻找廉价无毒、无污染以及高能的推进剂, 已成为各航天领域追求的目标。我国 21 世纪航天发展战略是开发新一代无毒、无污染、高性能和低成本的运载火箭, 以增强参与国际竞争的能力<sup>[1]</sup>。因此, 开发无毒、无污染以及对环境友好的绿色液体推进剂是今后液体推进剂发展的主要方向。

以往研制的无毒常温氧化剂大多选择过氧化氢, 但过氧化氢化学稳定性较差, 遇热或杂质易于分解, 贮存及使用过程中都存在一定的安全隐患。而氧化亚氮 ( $N_2O$ ) 不仅弥补了过氧化氢的不足, 还具有诸多本身特有的优势: 1) 无毒。仅作为吸入麻醉剂; 2) 安全; 3) 材料相容性比较好, 对材料没有特殊要求; 4) 成本低、易制取; 5) 可自身增压; 6) 贮存密度比较高; 7) 可以在空间长期贮存。氧化亚氮无论是在军用导弹还是在民用小型卫星上都有用武之地, 有助于轨姿控推进系统的无毒化, 在国防及航天领域内是极具发展前途的一种推进剂。目前, 国外众多研究机构在氧化亚氮无毒推进剂方面已进行了很深入地研究, 包括氧化亚氮催化分解单组元发动机性能研究、氧化亚氮/丙烷 (美国)、氧化亚氮/乙醇 (日本) 双组元发动机的性能实验等<sup>[2-8]</sup>, 而我国在这方面的研究则刚刚起步, 尤其是关于氧化亚氮双组元发动机的性能研究<sup>[9-10]</sup>。

在燃料方面, 醇类和烃类等新型燃料因其密度、比冲、可贮存性及无毒特性而日益受到青睐, 如乙醇、丙烷等<sup>[11]</sup>。正是在这种新型推进剂

万方数据

研究应用背景下, 本文对氧化亚氮分别与氢气 ( $H_2$ ), 甲醇 ( $CH_3OH$ ), 乙醇 ( $C_2H_5OH$ ), 甲烷 ( $CH_4$ ), 乙烷 ( $C_2H_6$ ), 乙烯 ( $C_2H_4$ ), 乙炔 ( $C_2H_2$ ), 丙烷 ( $C_3H_8$ ) 及丙烯 ( $C_3H_6$ ) 共 9 种绿色燃料组成的双组元液体发动机进行燃烧热力计算以及发动机性能比较, 为以后新型发动机推进剂的选择和设计提供参考。

1 组元物性

$N_2O$  化学性质稳定, 常温下可压缩液化以气液两相形式共存, 是一种高密度氧化剂。具有很高的蒸气压是  $N_2O$  受青睐的重要原因之一, 20  $^{\circ}C$  时饱和蒸气压高达 5.14 MPa, 一般高于燃烧室压强, 这不仅免去了自身的挤压系统, 还可利用其高的蒸气压对其它推进剂进行增压。表 1 列出了  $N_2O$  在不同温度下的蒸气压和密度<sup>[12]</sup>, MT 为熔点, CT 为临界温度, CP 为临界压强。

表 1  $N_2O$  在不同温度下的密度和饱和蒸气压

Tab. 1  $N_2O$  saturation pressure and density at different temperature

$T/^{\circ}C$	-88.5 (MT)	-17	-8	0	15	20	36.4 (CT)
$\rho/(kg \cdot m^{-3})$	1 223	1 000	960	904	818	745	452
$p/MPa$	0.1	2	2.6	3.13	4.51	5.14	7.25 (CP)

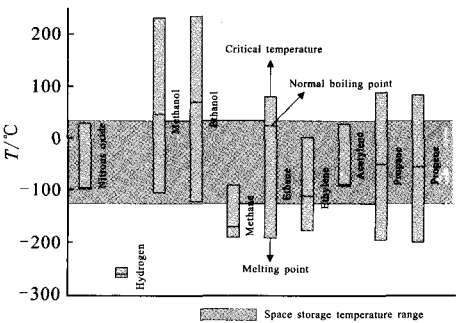


图 1 推进剂空间贮存液态温度范围

Fig. 1 Liquid temperature range for space storage

图 1 列出了氧化亚氮与 9 种燃料的液态温度范围, 可看出除了氢气和甲烷外, 其它推进剂均

有较好的地面和空间液态贮存温度范围,尤其是乙烷、丙烷和丙烯,这将在实际应用中简化甚至省去了推进剂保温和加温装置,减小系统干重,提高有效载荷。

表 2 为 9 种燃料的标准生成焓、燃烧高热值以及爆炸极限。表中除了氢气以外均易制取且价格低廉。轻烃类燃料中丙烷和丙烯有很高的燃烧热值。在燃烧安全上,氢气和丙炔爆炸极限范围很宽,而其它燃料爆炸范围很窄,尤其是丙烷、丙烯。在毒性上,氢气、甲烷、乙烷、丙烷均无毒,仅为单纯窒息性气体,而甲醇、乙醇、乙炔、乙炔和丙烯均有一定毒性,但毒性较低。

表 2 燃料热力学性质

Fuel	$H_{\text{mv}}^{\ominus}/(\text{kJ}\cdot\text{mol}^{-1})$	$h_{\text{HV}}/(\text{kJ}\cdot\text{mol}^{-1})$	EL(V/V)
H <sub>2</sub>	0	285.87	4%~74.2%
CH <sub>3</sub> OH	-238.66	726.07	6%~36.5%
C <sub>3</sub> H <sub>5</sub> OH	-277.69	1 366.87	3.3%~19%
CH <sub>4</sub>	-74.85	890.87	5.5%~15%
C <sub>2</sub> H <sub>6</sub>	-84.68	1 560.63	3%~16%
C <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	52.28	1 409.6	2.7%~36%
C <sub>2</sub> H <sub>2</sub>	226.73	1 301.12	2.3%~72.3%
C <sub>3</sub> H <sub>8</sub>	-103.85	2 219.4	2.1%~9.5%
C <sub>3</sub> H <sub>6</sub>	20.21	2 049	2%~11.7%

从以上对各燃料的物性分析比较可知: 1) 与氧化亚氮完全燃烧时形成水蒸气、二氧化碳和氮气,无任何有毒燃烧产物; 2) 丙烷和丙烯无论从空间贮存、燃烧热值还是从安全性上考虑,都是理想的廉价、环保、高能、低冰点、高临界压力、稳定的绿色燃料。

## 2 热力性能计算分析

### 2.1 计算模型

采用最小吉布斯自由能法分别对 N<sub>2</sub>O/H<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>O/CH<sub>3</sub>OH, N<sub>2</sub>O/C<sub>2</sub>H<sub>5</sub>OH, N<sub>2</sub>O/CH<sub>4</sub>, N<sub>2</sub>O/C<sub>2</sub>H<sub>6</sub>, N<sub>2</sub>O/C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>, N<sub>2</sub>O/C<sub>2</sub>H<sub>2</sub>, N<sub>2</sub>O/C<sub>3</sub>H<sub>8</sub> 及 N<sub>2</sub>O/C<sub>3</sub>H<sub>6</sub> 共 9 种推进剂组合的双组元发动机在不同的余氧系数  
万方数据

$\alpha$  下进行热力计算分析。

热力计算过程所做假设如下: 燃烧室定压绝热; 喷管内流动为等熵膨胀流动, 热力输运方程为一维形式的连续方程、能量方程和动量方程; 气体均为完全气体且燃烧室处于化学平衡状态。燃烧化学反应计算过程中共考虑 12 种组分: C(gr), CO, CO<sub>2</sub>, H, H<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O, N, NO, N<sub>2</sub>, O, OH 及 O<sub>2</sub>, 其中 gr 表示固体颗粒; 计算中忽略因 C 颗粒速度滞后和温度滞后等带来的喷管性能损失。

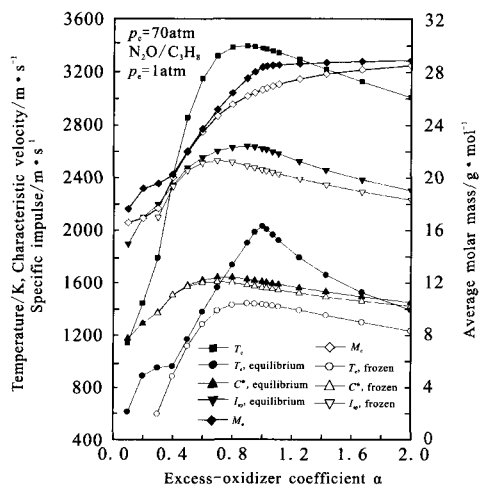
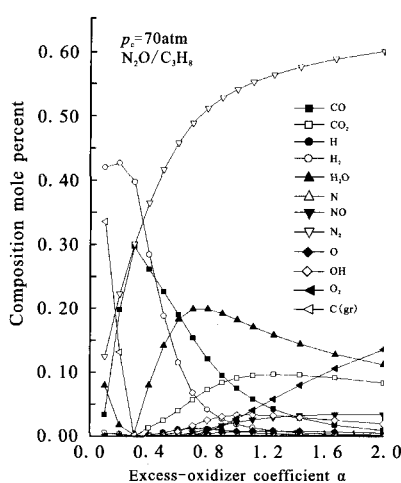
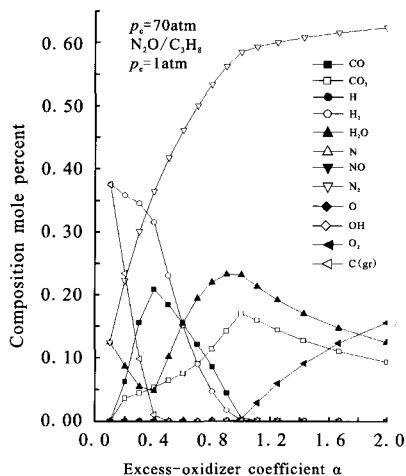
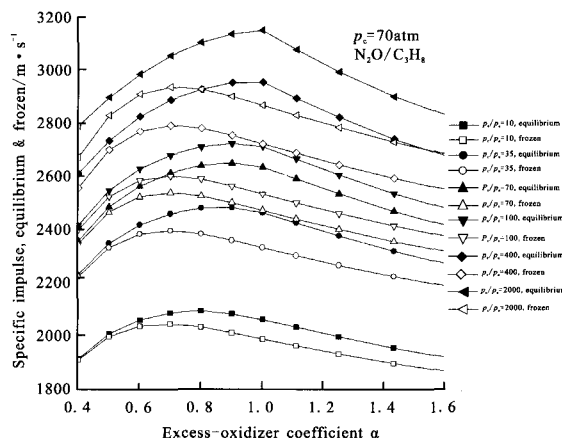
### 2.2 热力分析

计算了 9 种氧化亚氮推进剂组合发动机(燃烧室压强与喷管出口压强压比:  $p_c:p_e=70\text{ atm}:1\text{ atm}$ ) 在  $\alpha=0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1.0, 1.11, 1.25, 1.43, 1.67, 2.0$  时的燃烧室绝热燃烧温度、燃烧室与喷管出口的燃气当量平均摩尔质量与各燃烧组分摩尔百分比、喷管出口燃气平衡流与冻结流温度、发动机平衡流与冻结流条件下的特征速度与比冲, 以及在不同压比  $p_c:p_e$  下的比冲, 以全面分析各发动机的性能特点。

9 种推进剂组合的热力计算性能特点基本一致, 在此不一一赘述, 下面以具有很大应用前景的 N<sub>2</sub>O/C<sub>3</sub>H<sub>8</sub> 发动机热力计算结果为例, 分析各推进剂组合的共同性能特点。

图 2 (a) 和图 2 (d) 表明, N<sub>2</sub>O/C<sub>3</sub>H<sub>8</sub> 发动机在燃气膨胀至海平面压力时, 最高比冲对应的最佳  $\alpha$  对于平衡流约为 0.9, 而对于冻结流约为 0.7, 且平衡流最佳  $\alpha$  随着压比的增加由 0.8 升至 1.0。对应于特征速度  $C^*$ , 平衡流和冻结流最大值的  $\alpha$  比较接近, 均约为 0.7, 这个最佳  $\alpha$  值并不是最高燃烧温度的对应值 0.9, 因为特征速度不仅与温度有关, 还与燃气当量摩尔质量和比热比有关。燃料燃烧的最高温度时的  $\alpha$  由于燃气分子的离解吸热通常略低于化学当量比即  $\alpha=1$ 。

通过图 2(b)和图 2(c)的比较可以看出,  $\alpha$  显著影响着各燃气组分含量, 且在管流动过程中各燃气组分将继续反应, 使更多的焓转化为动能, 使得在同样的出口压力下平衡流计算得到的比冲、特征速度以及喷管出口温度高于冻结流计算结果, 尤其是喷管出口温度, 如图 2(a)中所示。

(a) Calculated performance with  $\alpha$ (b) Calculated chamber composition with  $\alpha$ (c) Calculated nozzle exit composition with  $\alpha$  (equilibrium)(d) Theoretical specific impulse with  $\alpha$  and pressure ratio图2  $N_2O/C_3H_8$  发动机的热力学计算结果Fig. 2 Thermochemical calculation results of  $N_2O/C_3H_8$  engine

此外,由于燃气中的分子离解需要消耗相当大的能量,这会造成燃烧温度的降低,从而降低比冲,且离解程度随燃烧室温度的升高而增加,随燃烧室室压的增加而降低。从图2(b)可以看出,当 $\alpha > 0.5$ 时燃气分子开始离解,形成原子H, O, N以及自由基OH和NO;在 $\alpha > 0.7$ 时燃气中开始产生未反应的 $O_2$ ,这些腐蚀性气体会造成燃烧室和喷管壁面材料的氧化。随着燃气在喷管膨胀过程中温度的降低,离解组分又逐渐反应形成分子,并释放出热量,如图2(c)所示,喷管出口几乎已不存在离解组分,且 $\alpha > 1.0$ 时开始

产生未反应的 $O_2$ ,这也是图2(a)中平衡流喷管出口温度 $T_e$ 在 $\alpha = 1$ 达到最大的原因。

从图2(b)和图2(c)还可以发现,当 $N_2O/C_3H_8$ 双组元在极度富燃( $\alpha < 0.3 \sim 0.4$ )时,燃气组分中将含有固体C颗粒,且随着进一步降低,含碳量显著增加,如图2(c)中 $\alpha$ 从0.4降至0.1时,喷管出口的碳颗粒摩尔百分比从1%骤升至38%,这将导致发动机发生积碳现象,给发动机带来一系列的负面影响。

### 2.3 性能分析

发动机的主要性能参数包括喷气速度、特征

速度以及比冲等,下面比较分析各氧化亚氮推进剂组合的热力性能。

各推进剂组合的绝热燃烧温度随 $\alpha$ 变化规律基本一致( $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_2$ 除外),温度最高值均在3138 K~3523 K范围内,如图3所示。从图中可以看出 $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_2$ 与其它推进剂组合相比具有最高的燃烧温度,其最高燃烧温度高达3823 K( $\alpha=0.6$ ),且在较低的 $\alpha$ 下同样具有很高的燃烧温度,这是因为 $\text{C}_2\text{H}_2$ 相比其它燃料具有最高的标准生成焓( $H_{\text{m}}^0=226.73 \text{ kJ/mol}$ )。发动机推进剂的燃烧温度越高,可以用来转换成燃气动能的热能就越多,喷气速度也就越大。

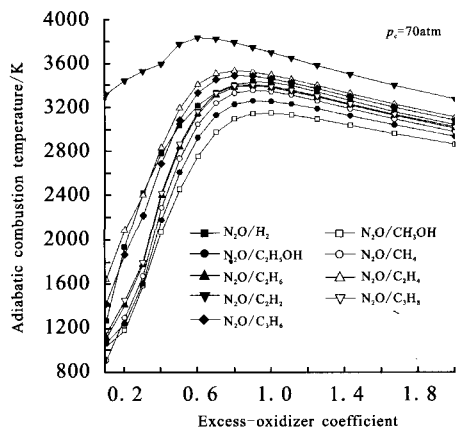


图3 氧化亚氮双组元发动机的绝热燃烧温度

Fig. 3 Adiabatic combustion temperature of nitrous oxide bipropellant engine

特征速度 $C^*$ 表征了推进剂的能量特性,数值越大,可达到的喷气速度也越大,其大小取决于燃烧产物的热力学性质,包括燃烧温度、燃烧产物平均摩尔质量以及比热比。图4列出了各氧化亚氮推进剂组合在不同 $\alpha$ 下的平衡流特征速度。从图中可以看出, $\text{N}_2\text{O}/\text{H}_2$ 与其它组合相比特征速度最高,尽管其燃烧温度不是最高,但其燃烧产物的平均摩尔质量很低,尤其在 $\alpha$ 较低时,从图5中其特征速度在达到最高值时 $\alpha=0.2$ 对应的燃烧产物平均摩尔质量仅为9.06 g/mol。而 $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_2$ 由于在低 $\alpha$ 时具有很高的燃烧温度,故特征速度也较高。对于碳氢燃料,在极度富燃情况下燃烧产物将含有固体碳颗粒。从图5中可看出当 $\alpha$ 低于0.4时燃烧室中开始出现固碳且其含

万方数据

量会随着 $\alpha$ 的继续降低而急剧升高至16%~27%,同时影响着燃烧产物当量平均摩尔质量的变化趋势,而且燃气在喷管的膨胀降温过程中,固碳含量还会进一步的增加,如图2(b)和2(c)所示,喷管出口处可高达35%~40%,燃气中的固相在实际流动过程中发生的两相流损失以及其它负面影响将降低发动机的性能。

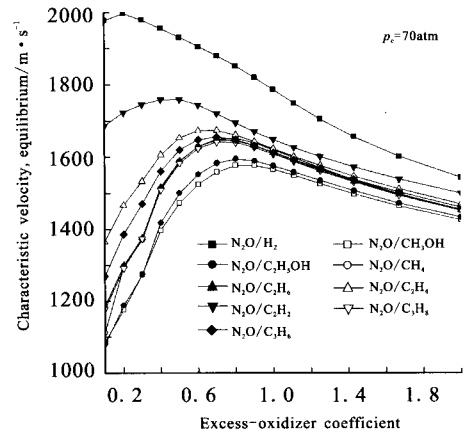


图4 氧化亚氮双组元发动机的特征速度(平衡流)

Fig. 4 Equilibrium flow characteristic velocity of nitrous oxide bipropellant engine

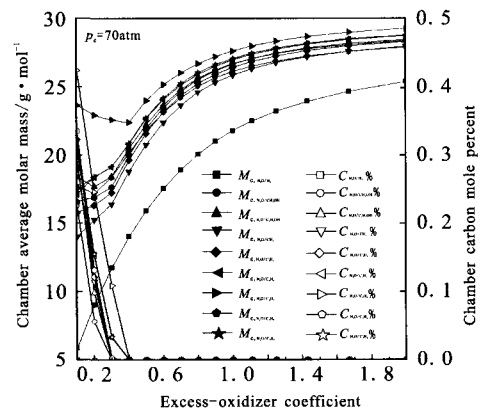


图5 氧化亚氮双组元发动机燃烧室的平均摩尔质量和含碳摩尔分数

Fig. 5 Chamber average molar mass and carbon mole percent of nitrous oxide bipropellant engine

比冲 $I_{\text{sp}}$ 作为衡量发动机性能的重要参数,在数值上等于等效喷气速度,其大小反映了推进剂能量的高低和发动机工作过程的完善程度,具体值取决于燃烧温度、燃气平均摩尔质量、比热比以及膨胀压比 $p_c:p_e$ 。图6分别列出了各氧化亚氮推进剂组合发动机在平衡流和冻结流条件下的

比冲随  $\alpha$  的变化曲线图。 $\text{N}_2\text{O}/\text{H}_2$  由于很低的燃气平均摩尔质量以及  $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_2$  有很高的燃烧温度, 故两者的比冲均较高, 尤其  $\alpha < 1$  时。而其它 7 种推进剂组合的比冲变化趋势相近, 同等工况下由于喷管中平衡流比冻结流释放出更多的焓值, 故计算得出的比冲也较高, 而实际中的发动机比冲值介于两者之间, 这将给以后发动机的性能评估预测提供有力参考。

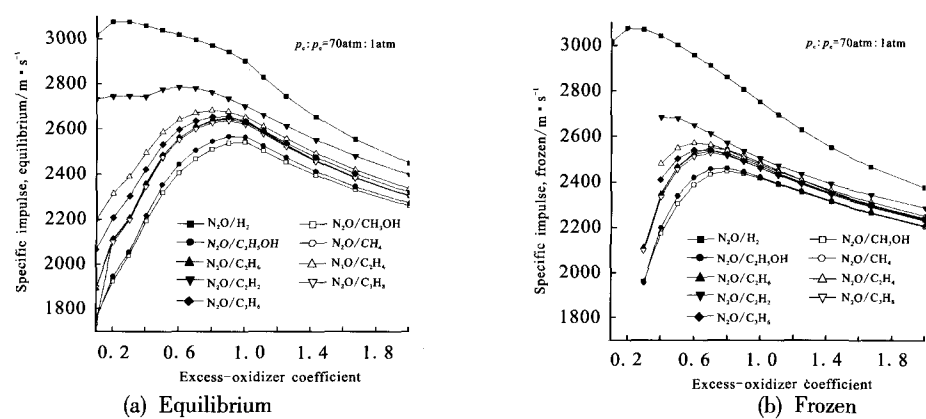


图 6 氧化亚氮双组元发动机比冲

Fig. 6 Specific impulse of nitrous oxide bipropellant engine

表 3 氧化亚氮推进剂组合的理论性能

Tab. 3 Calculated theoretical performance for nitrous oxide bipropellant

推进剂组合	余氧系数 $\alpha$	质量混合比	相对密度	燃烧温度/K	$C^*/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$		$M_c$ ( $\text{kg}\cdot\text{mol}^{-1}$ )	$I_{sp}/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$		$k$
					平衡	冻结		平衡	冻结	
$\text{N}_2\text{O}/\text{H}_2$	0.2	4.40	0.31	1 929.6	1 998.1	1 997.8	5.86		3 076.1	1.288
	0.3	6.60	0.39	2 414.0	1 980.4	1 977.0	11.76	3 076.7		1.252
$\text{N}_2\text{O}/\text{CH}_3\text{OH}$	0.8	3.30	1.09	3 085.8	1 576.9	1 548.5	25.50		2 447.0	1.222
	1.0	4.13	1.11	3 138.6	1 565.9	1 529.2	26.16	2 543.3		1.159
$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$	0.8	4.59	1.11	3 219.3	1 594.9	1 560.5	25.65		2 460.7	1.230
	0.9	5.17	1.12	3 249.9	1 589.4	1 550.1	26.26	2 568.7		1.149
$\text{N}_2\text{O}/\text{CH}_4$	0.7	7.70	1.01	3 229.6	1 649.8	1 622.7	23.67		2 550.5	1.239
	0.9	9.90	1.04	3 345.7	1 639.9	1 598.2	25.35	2 651.4		1.152
$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_6$	0.7	7.19	1.01	3 302.7	1 646.7	1 615.8	24.38		2 538.4	1.241
	0.9	9.24	1.05	3 388.1	1 632.0	1 588.8	25.93	2 645.8		1.151
$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_4$	0.6	5.66	1.06	3 400.1	1 673.9	1 643.5	24.10		2 573.4	1.253
	0.8	7.54	1.09	3 523.7	1 661.8	1 616.6	25.94	2 683.8		1.156
$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_2\text{H}_2$	0.4	3.38	1.00	3 585.2	1 759.6	1 732.3	22.41		2 685.3	1.290
	0.6	5.08	1.05	3 823.1	1 744.8	1 698.3	25.19	2 787.7		1.177
$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$	0.7	7.00	1.07	3 320.9	1 641.7	1 609.8	24.69		2 528.5	1.243
	0.9	9.00	1.10	3 398.7	1 626.7	1 583.1	26.19	2 638.9		1.151
$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_6$	0.6	5.66	1.00	3 324.6	1 649.0	1 622.4	24.19		2 540.6	1.252
	0.9	8.49	1.06	3 476.5	1 631.2	1 585.5	26.65	2 656.1		1.151

注：燃烧室压力为 70 atm；喷管出口压力为 1 atm；最佳膨胀。理想气体绝热燃烧、等熵膨胀。

对于在 1 atm 压力下沸点低于 20 ℃的氧化剂或燃料，采用沸点时的相对密度（相对于标况下水的密度）。

万方数据

表3为9种氧化亚氮推进剂组合近似对应于最大 $I_{sp}$ 值的余氧系数工况下的理论性能计算结果。 $N_2O/H_2$ 组合具有最高的比冲, $N_2O$ 与醇类燃料组合的比冲最低。具有极好空间物理特性的 $N_2O/C_3H_8$ 和 $N_2O/C_3H_6$ 组合平衡流比冲分别为2 639 m/s和2 656 m/s,比目前卫星姿轨控发动机常采用的 $N_2O_4/MMH$ (一甲基肼)比冲并不低很多(同等工况下 $N_2O_4/MMH$ 组合的平衡流比冲约为2 832 m/s),其优良的物理化学特性足以弥补比冲上的差额,是新一代无毒、无污染、高性能和低成本绿色液体推进剂选择的重要参考。

### 3 结论

对绿色推进剂 $N_2O$ ,  $H_2$ ,  $CH_3OH$ ,  $C_2H_5OH$ ,  $CH_4$ ,  $C_2H_6$ ,  $C_2H_4$ ,  $C_2H_2$ ,  $C_3H_8$ 及 $C_3H_6$ 的热力学性质、使用安全等方面进行了全面比较,进而采用吉布斯最小自由能法对9种氧化亚氮双组元推进剂组合的热力性能(包括不同 $\alpha$ 下的燃烧温度、燃烧组分、比冲等)展开全面的计算以及分析,总结如下:

1)  $N_2O/H_2$ 由于其较低的燃气平均摩尔质量具有最高的比冲; $C_2H_2$ 具有很高的标准生成焓,其 $N_2O/C_2H_2$ 组合燃烧温度可高达3 823 K,因此比冲也较高,但 $H_2$ 和 $C_2H_2$ 都易燃易爆,且有很宽的爆炸极限,不易控制;

2) 碳氢燃料在 $\alpha < 0.4$ 富燃工况下燃气中含有固相碳颗粒,且摩尔含量随着 $\alpha$ 的降低而急剧升高,喷管出口处可高达35%~40%,这将给发动机性能带来一系列负面影响;

3)  $N_2O/C_3H_8$ 和 $N_2O/C_3H_6$ 组合拥有很好的空间应用物性和较高的热力性能,在压比 $p_c$ :  $p_e=70$  atm: 1 atm 工况下平衡流比冲分别为2 639 m/s

和2 656 m/s,具有很好的应用前景。

#### 参考文献:

- [1] 李东, 马佳. 为什么要发展新一代运载火箭 [J]. 太空探索, 2005, 22(2): 7-9.
- [2] GIBBON D, PAUL M. Energetic green propulsion for small spacecraft, AIAA 2001-3247[R]. USA: AIAA, 2001.
- [3] MAISONNEUVE Yves. Green propellants perspectives for future missions, AIAA 2008-5028 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [4] ZAKIROV V A. Investigation into nitrous oxide propulsion option for small satellite applications [D]. UK: Univ. of Surrey, 2001.
- [5] ZAKIROV V, RICHARDSON G, SWEETING M, et al. Surrey research update on  $N_2O$  catalytic decomposition for space applications, AIAA2001-3922 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [6] ILIAKOS N T, TYLL J S. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine, AIAA 2001-3258 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [7] KOPICZ C F, Jr., HERDY Roger. Nitrous oxide/propane rocket test results, AIAA 2000-3222 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [8] ZAKIROV V, RICHARDSON G, SWEETING M, et al. Surrey research update on  $N_2O$  catalytic decomposition for space applications, AIAA2001-3922 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [9] 贾月, 张浩. 氧化亚氮无毒推进剂催化分解研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(3): 58-62.
- [10] CAI G, SUN W, FANG J, et al. Initial results of BUAA nitrous oxide micro-thruster research [C]// Proceedings for the 58th International Astronautics Congress. Hyderabad, India: IAC, 2007: 5950-5956.
- [11] 贺芳, 方涛. 新型绿色液体推进剂研究进展[J]. 火炸药学报, 2006, 29(4): 54-57.
- [12] 姚允斌, 解涛. 物理化学手册[M]. 上海: 上海科学技术出版社, 1985.

(编辑: 王建喜)