

$\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$ 火炬式点火器工作 性能数值模拟研究

王 栋¹, 梁国柱²

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100091)

摘 要: 采用数值计算方法对氧化亚氮/丙烷火炬式点火器的燃烧室和火炬流场特性进行了数值仿真研究, 获得了点火器在定混合比工况下工质流量对火炬性能的影响以及定流量工况下余氧系数对火炬性能的影响: 在定余氧系数 0.350 工况下点火器燃烧室压强、火炬功率和点火有效长度与点火器的流量基本呈线性关系, 有效火炬长度与实验中所观察到的基本一致; 在定流量 9 g/s 工况下点火器燃烧室压强、喷管出口温度、火炬功率和点火有效长度随余氧系数的不断增加均先迅速增加到最高值后开始逐渐减小, 燃烧室压强、喷管出口温度、火炬功率和点火有效长度的计算最高值分别为 1.73 MPa, 2 823 K, 33.14 kW 和 86.5 mm。

关键词: 氧化亚氮/丙烷火炬点火器; 离心喷嘴; 流场模拟

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 02-0013-06

Numerical simulation for operation performance of $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$ torch igniter

WANG Dong¹, LIANG Guozhu²

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

2. College of Aerospace Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The combustor and torch flow field characteristics of $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$ torch igniter were simulated numerically, from which the influences of mass flow rate of the igniter and excess-oxidizer coefficient on ignition performance were derived. The results can be summarized as follows: the combustor pressure, torch power and effective torch ignition length has a linear relationship with mass flow rate under the condition of excess-oxidizer coefficient 0.350, the simulation results of effective torch length are basically identical with the results observed in igniter experiment, and the Mach disk in the velocity flow field of the torch is increased obviously with the increase of mass flow rate. The combustor pressure, nozzle outlet temperature, torch power and effective torch ignition length are increased rapidly to the maximum values of 1.73 MPa, 2 823 K, 33.14 kW and 86.5 mm at first, and

收稿日期: 2015-08-18; 修回日期: 2015-10-24

基金项目: 中国航天科技集团公司第六研究院创新基金项目(CASC201103)

作者简介: 王栋 (1983—), 男, 博士, 研究领域为姿轨控发动机系统设计

then decreased gradually with the increase of excess-oxidizer coefficient at the mass flow rate 9 g/s.

Keywords: $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$ torch igniter; centrifugal injector; numerical simulation

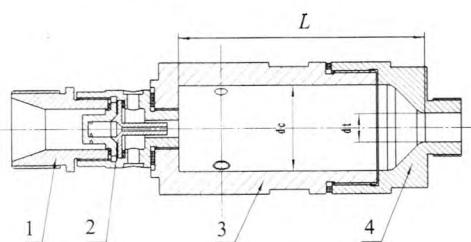
0 引言

氧化亚氮/丙烷 ($\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$) 绿色双组元液体发动机以其无毒、环保、自增压、高比冲 (理论真空比冲约 3 200 m/s)、操作安全等显著优点在众多绿色推进组合中脱颖而出, 受到国内外多家航天科研机构的青睐^[1-4]。

由于 $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$ 无法实现自燃, 且 N_2O 的物理化学性质决定了其点火条件的苛刻性。目前国外 $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$ 发动机的点火方式多为 N_2O 催化点火^[5]或引入第三种工质采用预燃室点火^[6]。论文作者通过理论计算与实验相结合的方法成功地研制出了 $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$ 电激励火炬式点火器^[7-8]。该方案既能实现多次重复即时点火, 也能避免因为引入其它工质增加系统的复杂性。为了研究不同工质流量和混合比工况下点火器的工作特性, 论文采用数值模拟的方法对其燃烧流场进行研究。

1 物理模型和数值计算方法

点火器的结构示意图见图 1。



1-直通接头; 2-气液同轴旋流式喷嘴; 3-燃烧室; 4-喷管

图 1 点火器结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of torch igniter

点火器主要由直通接头、气液同轴旋流式喷嘴、燃烧室以及喷管组成。根据其结构特点, 所模拟的区域是一个二维轴对称气液两相燃烧火焰射流问题。图 2 为计算区域, 其中点火器的模拟区域与点火器内型面轮廓一致, N_2O (气相) 环缝喷嘴的内外径分别为 5.9 mm 和 6.0 mm, C_3H_8

(液相) 的喷注采用 Fluent 中的压力旋流喷嘴模型, A 点为喷注点, 其喷注直径为 0.53 mm, 雾化半角为 55° 。网格采用分块网格技术, 对喷注器出口、喷嘴及其出口附近进行加密处理, 共计 44 199 个网格。



图 2 点火器燃烧火炬流场计算区域

Fig. 2 Computational zone of igniter combustion flow field

计算区域的各边界条件设置如图 2 中所示, 模拟过程中通过调节环缝喷嘴的入口压力来控制 N_2O (g) 的入射流量, C_3H_8 (l) 的流量直接在压力旋流喷嘴模型中设置。计算中对采用拉格朗日离散相模型模拟液体 C_3H_8 的运动轨迹, 并耦合其液相与气相的相互作用, 包括动量、质量 (蒸发) 以及能量的交换^[7,9-11]。流场连续相的计算用求解流场控制方程的方式完成, 湍流模型采用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型, 离散格式采用二阶迎风格式, 压力-速度耦合采用 Coupled 算法, 燃烧化学反应模型采用非预混 PDF 燃烧模型, 流场初始温度均为 300 K, 计算过程中忽略重力等彻体力的影响。

2 火炬性能评定办法

被点燃预混工质的着火条件取决于预混工质的成分、火炬与预混工质的接触时间、火炬的温度和尺寸等。根据 $\text{N}_2\text{O}/\text{C}_3\text{H}_8$ 火炬式点火器的火炬特点, 将采用以下参数指标对点火器的火炬模拟结果进行性能评定。

1) 火炬功率 P

火炬的功率定义为单位时间从点火器喷管中流出的高温气体所携带的能量 (相对于环境温度 300 K), 并假设高温气体离开点火器后将不再发

生反应。计算公式为:

$$P = q_i \int_{T_a}^{T_e} C_p dT \quad (1)$$

式中: q_i 为点火器喷管的质量流率; T_e 为点火器喷管出口温度; T_a 为环境温度 300 K; C_p 为点火器喷管出口气体定压比热容。

上式中 C_p 为温度的函数, 但随温度变化较小。由于喷管中的气体为 20 种化学组分的混合物, 详细计算比较繁琐, 为了简化计算, 假定 C_p 为常数, 并引入适当的修正系数 0.9, 则 (1) 式简化为:

$$P = 0.9 q_i c_p (T_e - T_a) \quad (2)$$

2) 火炬有效长度 L_{eff}

由于 N_2O 与 C_3H_8 点火过程的关键在于保证 N_2O 的分解率, 即保证所分解出来的 O_2 含量, 而由于 N_2O 的活化能较高 (约为 250 kJ/mol), 通常为获取所需的热分解率, N_2O 气体必须被加热到 1 000 °C 以上。因此, 将火炬温度高于 1 300 K 的区域视为有效点火区域, 该区域的长度视为火炬的有效长度 L_{eff} 。

3 计算结果与分析

点火器火炬性能的优劣和诸多因素有关, 如

氧化亚氮和丙烷的质量流量以及两者的混合比等等, 都将对火炬的功率、温度流场分布、点火器燃烧室压强以及燃气组分含量产生直接的影响。图 3 为点火器在 $q_{\text{C}_3\text{H}_8}=1.30 \text{ g/s}$, $q_{\text{N}_2\text{O}}=5.21 \text{ g/s}$ (余氧系数 $\alpha=0.401$) 工况下的火炬模拟结果。从图中可以看出点火器燃烧室的平衡压强 p_e 为 1.086 MPa; 由于 N_2O 和 C_3H_8 混合比的分布不均匀导致燃烧室温度 T_c 在喷嘴出口 (旋流喷嘴缩进段) 以及轴线附近的温度较低, T_c 最高值 (2 850 K) 分布在 N_2O 环缝喷嘴出口下游, 呈细长条形分布; 燃气从圆柱段喷管以 957 m/s ($Ma=1$) 的速度流出后在喷管出口外形成一气动扩张段, 燃气在该处被加速到 2 394 m/s ($Ma=3.14$) 后被所形成的激波减速, 从图 3 (b) 可以清晰的看到火炬射流中的激波分布 (马赫盘)。按照式 (2) 计算该工况下点火器的功率 p 为 22.85 kW。图 3 (d) 为燃烧火炬的有效点火区域 (即点火器喷管出口下游温度高于 1 300 K 的区域), 为细长型分布, 这与文献 [8] 中的试验结果一致, 其中大部分区域的温度在 1 700~1 950 K 之间, 且其对应的有效点火长度 L_{eff} 为 71.5 mm, 同样与文献 [8] 试验中所观察到的火炬长度 (65~95 mm) 相一致, 这也验证了流场模拟方法的准确性。

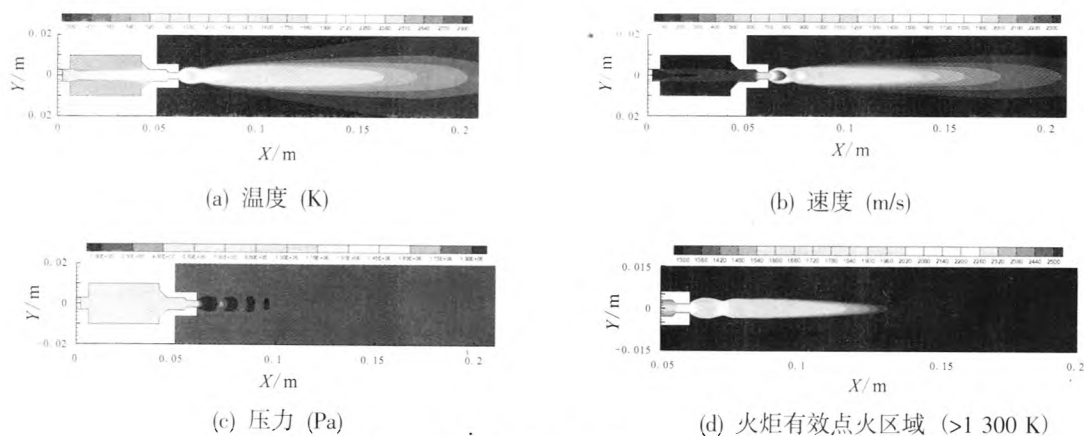


图 3 点火器燃烧火炬流场模拟结果

Fig. 3 Simulation results of igniter combustion flow field

3.1 定混合比工况下流量对火炬性能的影响

为了分析点火器工质质量流率对火炬性能的影响, 在额定余氧系数为 0.350 (对应混合比 M_r 为 3.5, 点火试验最佳值) 工况下对不同 N_2O 和

C_3H_8 流量的火炬流场进行数值模拟, 其中 N_2O 流量 $q_{\text{N}_2\text{O}}$ 由 1.09 g/s 逐渐增加至 2.39 g/s, C_3H_8 流量 $q_{\text{C}_3\text{H}_8}$ 由 3.83 g/s 逐渐增加至 8.37 g/s, 对应的总流量 q_i 由 4.92 g/s 逐渐增加至 10.76 g/s。表 1 列

出了点火器火炬性能参数的模拟计算结果, 图 4 和图 5 分别为燃烧室平衡压强 p_c 、喷嘴出口温度 T_e 、火炬功率 P 以及火炬有效点火长度 L_{eff} 随流量的变化。

从图 4 可以看出点火器燃烧室的平衡压强 p_c 随着流量 q_i 的增加, 其值由 0.802 MPa 逐渐升高至 1.763 MPa, 两者之间基本呈线性变化。这与理论公式 $p_c = (\sqrt{RT_f}/\Gamma A_t) q_i$ 中两者之间的关系一致 (定混合比工况下燃烧温度、燃烧产物平均摩尔质量和比热比受流量影响较小), 并由模拟数据结果拟合进一步得出两者的近似线性关系式: $p_c = 0.1625q_i + 0.0042$ ($\alpha = 0.350$) (MPa, g/s)。

由于不同流量工况下喷嘴出口处的燃烧温度 T_e 和燃气定压比热容 $c_{p,e}$ 变化很小, 由功率的计算公式 (2) 可知其主要受质量流率的影响, 故模拟计算出的点火器功率与流量呈线性关系 (图 5 所示): 火炬功率 P 由 4.92 g/s 时的 16.49 kW

随着流量的增加升至 10.76 g/s 时的 36.45 kW, 两者的线性拟合关系式为: $P = 3.3699q_i - 0.10213$ ($\alpha = 0.350$) (kW, g/s)。

点火器出口火炬的温度值及其分布在外界环境压强、温度和点火器结构以及混合比一定的情况下主要受喷管出口温度、出口速度、质量流率以及总压的影响, 而由于点火器喷管没有扩张段, 其圆柱段中的速度在不同的流量工况下均为 $Ma=1$, 且由图 4 可知喷管出口温度随流量变化不明显, 故火炬分布主要受流量和总压的影响。总压近似与平衡压强 p_c 相等, 而 p_c 主要受流量影响且呈线性关系, 故点火器的火炬温度及其分布在定混合比的工况下主要受流量的影响。从图 5 可以看出随着点火器流量的逐渐增加, 火炬有效长度 L_{eff} 由 60.4 mm 增加至 94.9 mm, 但增加的速度有所变缓。两者变化关系用二次多项式拟合为: $L_{\text{eff}} = -0.253q_i^2 + 9.896q_i + 17.695$ ($\alpha = 0.350$) (mm, g/s)。

表 1 不同流量工况下点火器火炬性能模拟结果

Tab. 1 Simulation results of igniter torch performance at different mass flow rates

$q_{C_2H_4}/(g/s)$	$q_{N_2O}/(g/s)$	$q_i/(g/s)$	α	p_c/MPa	T_e/K	$c_{p,e}/(\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K}))$	P/kW	L_{eff}/mm
1.09	3.83	4.92	0.350	0.802	2 123.1	2 042.6	16.49	60.4
1.17	4.10	5.27	0.350	0.860	2 121.8	2 043.4	17.66	62.9
1.25	4.38	5.63	0.350	0.920	2 148.0	2 028.4	18.99	65.2
1.33	4.66	5.99	0.350	0.978	2 117.6	2 045.9	20.05	67.8
1.41	4.95	6.36	0.350	1.037	2 120.7	2 043.9	21.30	70.4
1.49	5.21	6.70	0.350	1.094	2 126.6	2 038.0	22.45	72.7
1.57	5.50	7.07	0.350	1.152	2 115.5	2 047.2	23.65	75.0
1.65	5.79	7.44	0.350	1.213	2 119.4	2 044.7	24.91	77.4
1.74	6.08	7.82	0.350	1.275	2 118.1	2 045.6	26.18	79.6
1.82	6.38	8.20	0.350	1.339	2 164.9	2 018.2	27.77	81.8
1.91	6.68	8.59	0.350	1.402	2 140.9	2 032.4	28.93	84.0
1.99	6.98	8.97	0.350	1.465	2 131.5	2 036.4	30.11	86.4
2.08	7.29	9.37	0.350	1.530	2 121.0	2 043.5	31.38	88.2
2.18	7.62	9.80	0.350	1.597	2 119.9	2 045.1	32.83	90.4
2.29	8.00	10.29	0.350	1.658	2 083.1	2 079.6	34.34	92.7
2.39	8.37	10.76	0.350	1.763	2 168.1	2 014.8	36.45	94.9

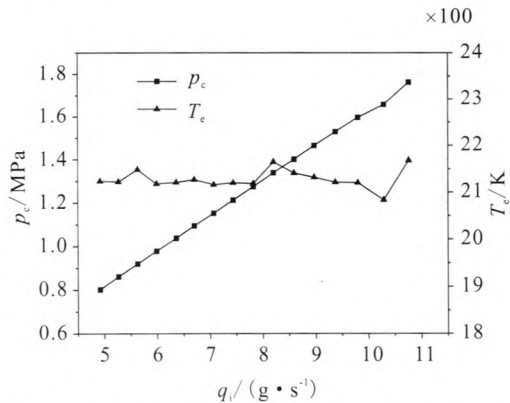


图 4 不同流量下燃烧室压强和喷嘴出口温度($\alpha=0.350$)

Fig. 4 Combustor pressure and nozzle outlet temperature at different mass flow rates as $\alpha=0.350$

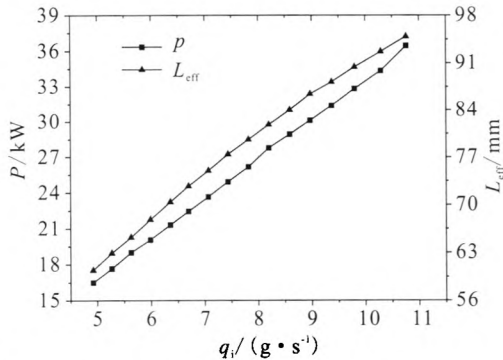


图 5 不同流量下点火器火炬功率和火炬有效长度($\alpha=0.350$)

Fig. 5 Ignition power and efficient ignition length at different mass flow rates as $\alpha=0.350$

3.2 定流量工况下余氧系数对火炬性能的影响

余氧系数反映了氧燃实际混合比与理论混合比的偏差,在很大程度上决定了燃料的燃烧效率,对燃烧流场的温度和燃烧产物含量等产生很大的影响。为了分析余氧系数对点火器火炬性能的影响,在总流量 $q_i=9\text{ g/s}$ 额定的情况下,对不同余氧系数下的点火器燃烧流场进行数值模拟,其中 N_2O 流量 $q_{\text{N}_2\text{O}}$ 由 3.83 g/s 逐渐增加至 8.40 g/s , C_3H_8 流量 $q_{\text{C}_3\text{H}_8}$ 由 5.17 g/s 逐渐降至 0.60 g/s , 对应的余氧系数 α 由 0.074 逐渐增加至 1.400 。表 2 列出了点火器火炬性能参数的模拟计算结果。图 6 和图 7 分别为燃烧室平衡压强 p_c , 喷嘴出口温度 T_c , 火炬功率 P 以及火炬有效点火长度

L_{eff} 随余氧系数的变化。

由于在相同流量下工质在较低贫氧系数时其 α 值决定着燃烧室的燃烧温度 T_c , 而平衡压强 p_c 由理论公式 $p_c=(\sqrt{RT_t}/\Gamma A_t)q_i$ 可知主要受燃烧室绝热燃烧温度 T_t 的影响, 故平衡压强 p_c 随余氧系数的变化规律与喷嘴出口温度相似, 如图 6 所示, p_c 在附近处达到最高值的 1.73 MPa 左右。

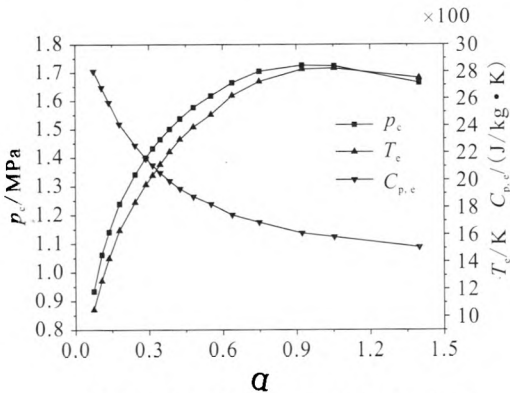


图 6 燃烧室压强、喷嘴出口温度和比热容随 α 的变化 ($q_i=9.0\text{ g/s}$)

Fig. 6 Variation of combustor pressure, nozzle outlet temperature and specific heat capacity with excess-oxidizer coefficient as $q_i=9.0\text{ g/s}$

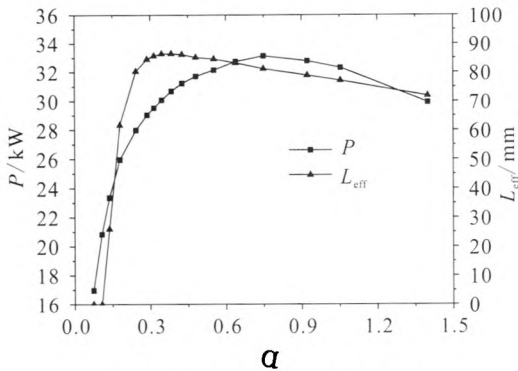


图 7 火炬功率和火炬有效长度随 α 的变化 ($q_i=9.0\text{ g/s}$)

Fig. 7 Variation of ignition power and efficient ignition length with excess-oxidizer coefficient as $q_i=9.0\text{ g/s}$

喷嘴出口温度 T_c 随余氧系数的明显变化, 尤其在 α 较低时变化尤为明显, 随着 α 的逐渐增加, T_c 的增加幅度逐渐较小, 并在 $\alpha=1.054$ 附近达到高值 (约 2823 K), 后随着 α 的进一步增加, 燃烧处于富氧状态, T_c 开始逐渐减小。点火

表 2 不同余氧系数工况下点火器火炬性能模拟结果

Tab. 2 Simulation results of igniter torch performance at different excess-oxidizer coefficients

$q_{C,H_4}/(g/s)$	$q_{N_2O}/(g/s)$	$q_i/(g/s)$	α	p_c/MPa	T_c/K	$c_{p,c}/(J/(kg \cdot K))$	P/kW	L_{eff}/mm
5.17	3.83	9.00	0.074	0.934	1 047.8	2 800.5	16.96	0
4.34	4.66	9.00	0.107	1.062	1 259.8	2 679.0	20.83	0
3.79	5.21	9.00	0.137	1.142	1 423.1	2 568.3	23.36	26.0
3.21	5.79	9.00	0.180	1.240	1 629.7	2 409.5	25.95	61.7
2.62	6.38	9.00	0.244	1.341	1 834.7	2 251.1	27.98	80.3
2.32	6.68	9.00	0.288	1.400	1 964.4	2 153.3	29.03	84.5
2.17	6.83	9.00	0.315	1.432	2 031.5	2 105.2	29.53	85.7
2.02	6.98	9.00	0.346	1.464	2 111.1	2 050.2	30.08	86.4
1.86	7.14	9.00	0.384	1.501	2 203.3	1 990.5	30.69	86.5
1.71	7.29	9.00	0.426	1.538	2 294.7	1 932.7	31.23	86.2
1.55	7.45	9.00	0.481	1.577	2 387.9	1 875.4	31.72	85.2
1.38	7.62	9.00	0.552	1.618	2 479.4	1 821.2	32.15	84.6
1.22	7.78	9.00	0.638	1.665	2 620.7	1 742.1	32.75	83.3
1.06	7.94	9.00	0.749	1.705	2 723.8	1 688.0	33.14	81.2
0.88	8.12	9.00	0.923	1.726	2 815.9	1 609.0	32.79	78.9
0.78	8.22	9.00	1.054	1.724	2 823.1	1 581.4	32.32	77.1
0.60	8.40	9.00	1.400	1.665	2 752.2	1 506.5	29.92	71.9

器喷管出口燃气定压比热容 $c_{p,c}$ 随 α 的增加而减小, 与 T_c 的变化趋势相反。一般来说, 气体的比热容随着温度的升高而增加, 但点火器喷管中燃气混合物的各组分比例随着 α 的增加而发生变化, 尤其 C_3H_8 在 $\alpha=0.107$ 时其质量百分含量高达 42.8%, 在 $\alpha=0.346$ 时降至 13.7%, 在 $\alpha=1.400$ 时仅占 0.02%, 而 C_3H_8 的比热容随温度变化明显, 在 1 000 K 时高达 3 968 J/kg·K, 这将给燃气混合物的平均比热容带来很大的影响。

由于点火器的功率 P 主要受喷管出口温度 T_c 和燃气定压比热容 $c_{p,c}$ 的影响, T_c 随 α 的增加而升高, 而 $c_{p,c}$ 随 α 的增加而降低, 故在 α 较低时 T_c 起主导作用, 火炬功率随着 α 的升高而增加, 在 $\alpha=0.749$ 附近达到最高值 33.14 kW, 如图 7 所示, 之后随着 α 的继续升高, $c_{p,c}$ 开始起主导作用, 火炬功率逐渐降低, 在 $\alpha=1.400$ 时降至 29.92 kW。

点火器的有效点火长度随着 α 的增加在 $\alpha=0.38$ 附近迅速增加到最高值后缓慢下降, 这是由于点火器的燃烧越接近混合比, 其火炬就越强劲

且激波强度和数量都明显增加, 从而对火炬的温度分布产生显著的影响。

4 结 论

对 N_2O/C_3H_8 点火器的燃烧室和火炬流场特性进行了数值仿真研究, 分析了点火器在定混合比工况下工质流量对火炬性能的影响以及定流量工况下余氧系数对火炬性能的影响:

1) 在定余氧系数 0.35 工况下点火器燃烧室压强、火炬功率和点火有效长度与点火器的流量基本呈线性关系, 分别由 $q_i=4.92$ g/s 时的 0.802 MPa, 16.49 kW 和 60.4 mm 增加到 $q_i=10.76$ g/s 时的 1.763 MPa, 36.45 kW 和 94.9 mm, 有效火炬长度与试验值的基本一致。

2) 在定流量 9 g/s 工况下点火器燃烧室压强、喷管出口温度、火炬功率和点火有效长度随余氧系数的不断增加均先迅速增加到最高值后开始逐渐减小, 燃烧室压强、喷管出口温度、火炬功率和点火有效长度的计算最高值分别为 1.73 MPa, 2 823 K、33.14 kW 和 86.5 mm。 (下转第 46 页)

参考文献:

- [1] RUSSELL D, CORIN S. Combined rocket and air-breathing propulsion systems for space launch applications[J]. Journal of propulsion and power, 1998, 14(5): 605-612.
- [2] TAKESHI K, KOUICHIRO T, KENJI K. Conceptual study of a rocket ramjet combined cycle engine for an aerospace plane[J]. Journal of propulsion and power, 2007, 23(2): 301-309.
- [3] 秦飞, 吕翔, 刘佩进, 等. 火箭基组合推进研究现状与前景[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 660-665.
- [4] 詹浩, 孙得川, 邓阳平. 基于 RBCC 的天地往返运载器动力方案研究[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(4): 354-357.
- [5] 张蒙正, 李斌, 路媛媛. 矩形流道 RBCC 动力系统推阻特性之思考[J]. 火箭推进, 2014, 40(3): 1-6.
ZHANG Mengzheng, LI Bin, LU Yuanyuan. Thinking about thrust and resistance characteristics of RBCC power system adapting to rectangle section flow passage[J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(3): 1-6.
- [6] 王增辉. RBCC 地面实验及数据处理方法[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [7] LUKE E A. A CFD benchmark study for RBCC ejector mode operation, AIAA 2005-4425 [R]. Reston, VA: AIAA, 2005.
- [8] KOUCHI T. Performance of a RBCC combustor operating in ramjet mode, AIAA 2006-4867[R]. Reston, VA: AIAA, 2006.
- [9] KODERA M. Numerical analysis of scramjet mode operation of a RBCC Engine, AIAA 2012-5927 [R]. Reston, VA: AIAA, 2012.
- [10] 石磊, 何国强, 秦飞. RBCC 发动机海平面零速引射模态流场数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(3): 310-317.
- [11] 刘洋, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 引射/亚燃模态过渡点选择[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(5): 500-505.
- [12] 陆晋丽. 燃烧室结构变化对火箭引射模态性能影响研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- [13] 汤祥, 何国强, 秦飞. RBCC 发动机超燃/火箭模式流场数值模拟研究[J]. 推进技术, 2013, 34(12): 1643-1649.
- [14] 王磊, 张堃元, 向有志, 等. 高超声速二元弯曲激波压缩面反设计方法的参数化研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(4): 441-446.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 18 页)

参考文献:

- [1] MAISONNEUVE Yves. Green propellants perspectives for future missions, AIAA 2008-5028 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [2] TILIAKOS Nicholas, TYLL J S. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine, AIAA 2001-3258[R]. USA: AIAA, 2001.
- [3] 王栋, 梁国柱. 氧化亚氮双组元发动机热力性能计算分析[J]. 火箭推进, 2012, 38(1): 44-50.
- [4] 周海清, 钟徐. N_2O/HC 无毒可贮存推进技术研究进展[J]. 空间推进, 2009, 3(3): 18-22..
- [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] KOPICZ C F, Jr., HERDY Roger. Nitrous oxide/propane rocket test results, AIAA 2000-3222[R]. USA: AIAA, 2000.
- [7] 王栋, 郭红杰. N_2O/C_3H_8 点火器初步研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(10): 1162-1165.
- [8] 王栋, 郭红杰. N_2O/C_3H_8 火炬式点火器试验研究[J]. 推进技术, 2010, 31(6): 777-782.
- [9] FERRENBURG A, HUNT K, DUESHERG I. Atomization and mixing study, NASA-CR-17851 [R]. USA: NASA, 1985.
- [10] 王振国, 吴晋湘. 气液同轴离心式喷嘴喷雾流场数值模拟[J]. 推挤技术, 1996, 17(3): 43-49.
- [11] 王福军. 计算流体力学分析 -CFD 软件原理与应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.

(编辑: 王建喜)