

# ATR/冲压组合动力高超声速飞行器性能分析

李永洲<sup>1</sup>, 李哲<sup>1</sup>, 李光熙<sup>1</sup>, 南向谊<sup>1</sup>, 张冬青<sup>2</sup>

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100;

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:**针对 ATR/冲压并联组合动力的高超声速飞行器,按照典型弹道对其总体性能参数进行计算和分析。结果表明:ATR 工作段飞行器的加速性能良好,尤其是在  $Ma2.0 \sim 3.5$  范围内。总航程随着推重比增加而迅速增加,而飞行时间差别很小,其中 ATR 工作阶段所占比例显著降低。总航程和飞行时间随着升阻比增加而显著增加,且影响最大的是冲压发动机工作的  $Ma6.0$  附近区域。上述研究从飞行器系统角度出发,进一步深化了对 ATR 发动机的认识。

**关键词:**高超声速飞行器;组合循环发动机;ATR 发动机;冲压发动机;性能参数分析

**中图分类号:**V231-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2018)03-0006-06

## Performance analysis of hypersonic aircraft with ATR/ramjet combined power

LI Yongzhou<sup>1</sup>, LI Zhe<sup>1</sup>, LI Guangxi<sup>1</sup>, NAN Xiangyi<sup>1</sup>, ZHANG Dongqing<sup>2</sup>

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

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** For the hypersonic aircraft with ATR/ramjet parallel combined power, its overall performance parameters are calculated and analyzed according to a typical trajectory. The results show that the acceleration of the aircraft is good during the operating phase of ATR engine, especially in the range of Mach 2.0 ~ 3.5. The total flight range increases rapidly as the thrust-weight ratio increases, while the difference of flight time is very small, in which the proportion of ATR operating phase is significantly decreased. The total flight range and flight time increase significantly with the increase of lift-drag ratio, and a sharp increment turns up when Mach number reaches up to about 6.0. The above research further deepens the understanding of ATR engine from the view of aircraft system.

**Keywords:** hypersonic aircraft; combined cycle engine; ATR engine; ramjet; analysis of performance parameters

## 0 引言

空气涡轮火箭发动机(Air Turbo Rocket, ATR)是火箭发动机和涡轮发动机的有机融合。ATR发动机比冲性能高于火箭发动机,推重比高于航空涡轮发动机,推力调节范围大,空域速域范围广,技术难度适中,是具有发展潜力的高超声速飞行器动力系统<sup>[1-2]</sup>。

ATR发动机概念最早于1930年由Campini提出,并在1940年进行了首次试飞<sup>[3]</sup>。1950年美国航空喷气公司(Aerojet)制造了原理样机进行地面试车,获得了1.7 t的海平面静推力,但是当时没有适用的作战使用模式而暂时停止工程研制。从20世纪80年代开始,ATR发动机重新得到了国内外研究机构的重视。美国以战术导弹为目标,主要开展了 $N_2H_4$ 、 $H_2O_2$ 、LOX/RP和固体推进剂ATR技术研究<sup>[4]</sup>。1982年,在理论研究的基础上,Aerojet建立了单组元肼推进剂ATR试验系统,并成功完成了首次地面热试车<sup>[5]</sup>,1988年对以ATR为动力的战术导弹性能进行评估。CFD公司于1999年完成了3 kN推力量级的固体推进剂ATR样机研制,理论设计比冲达到600 s<sup>[6]</sup>。日本以空射导弹和可重复使用运载器为目标,开展了固体推进剂ATR发动机、 $LH_2$ 推进剂的ATREX发动机研究<sup>[7]</sup>。ISAS完成了5 kN推力量级缩尺样机研制,并开展了地面静态和直连试车验证,同时以TSTO运载器动力系统为应用背景完成了总体应用方案的论证<sup>[8]</sup>。德国曾将ATR组合动力作为空天飞机概念研究的动力方案。瑞典和丹麦对ATR在空射战术导弹上的应用进行了对比分析,认为ATR在成本、性能、多任务适应性方面具有明显优势<sup>[9]</sup>。欧洲导弹集团(MBDA)分别在2013年和2015年的巴黎航展上展示了基于ATR动力的CVS302 Hoplite和CVW102 FlexiS空射导弹方案。

国内西北工业大学在固体ATR和液体ATR工作原理、总体性能等方面进行研究<sup>[10-11]</sup>。西安航天动力研究所“十一五”期间进行了0.5 kN ATR原理样机研究,“十二五”期间不但完成了5 kN ATR样机研制,而且进行了上百次地面试验和直连试验,获得了发动机高空特征点性能,突破了发动机总体设计技术、大范围变流量燃气发生器技术、高效掺

混燃烧技术和高性能涡轮机设计技术等关键技术<sup>[12-14]</sup>。但是,当前的研究主要针对发动机本身,尚未全面涉及以ATR发动机为动力的高超声速飞行器全系统。在上述研究基础上,本文对以ATR和冲压外并联组合发动机(ATRR, Air Turbo Rocket Ramjet)为动力的高超声速飞行器开展研究,进一步深化对ATR发动机的认识。

## 1 总体性能计算方法

在典型的弹道条件下,对ATRR动力的高超声速飞行器进行初步评估,主要包括航程和飞行时间计算<sup>[15]</sup>。在给定飞行器起飞重量、起飞推力和燃油重量条件下,根据飞行器的升阻特性和发动机的工作特性获得飞行器沿飞行剖面的飞行时间和航程。

根据航段中剩余功率 $P_s$ 的不同,任务过程中重量变化的计算主要分为两种形式:

$$\frac{W_f}{W_i} = \begin{cases} \exp\left(-\frac{\text{TSFC}}{V(1-u)}\Delta\left(h + \frac{V^2}{2g_0}\right)\right) & P_s > 0 \\ \exp\left(-\text{TSFC}\left(\frac{D+R}{W}\right)\Delta t\right) & P_s = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $W_i$ 为任务段开始时的重量; $W_f$ 为任务段结束时的重量;TSFC为单位安装推力耗油率; $h$ 为高度; $V$ 为速度; $g_0$ 为重力加速度; $u = (D+R)/T$ 为阻力 $D$ 和附加阻力 $R$ 带来的推力损耗; $T$ 为安装推力; $t$ 为时间; $W$ 为飞行器重量。

每一任务航段的飞行时间为:

$$\frac{f}{t} = \frac{z_f - z_i}{P_s} \quad (2)$$

其中

$$z = h + V^2/2g_0$$

式中 $z$ 为能量高度。

总航程 $R$ 即为燃油完全消耗时所有任务航段的飞行距离之和:

$$R = \sum_{i=1}^{n-1} \frac{t_{i+1}}{t_i} V_i \quad (3)$$

## 2 总体性能分析

飞行器的典型弹道如图1所示,随着马赫数不断增加,高度也不断增加, $Ma3.5$ 时高度约为20 km,终止点 $Ma6.0$ 对应高度为27 km。 $Ma > 2.4$

后,高度迅速增加。对于该飞行器的升阻比,见图 2,随着马赫数增加,升阻比  $L/D$  先减小后增加,最后几乎不变,最大升阻比可以达到 7.1,跨声速时升阻比直线下降,只有 4.0 左右, $Ma4.0$  之后保持在 5.0 左右。

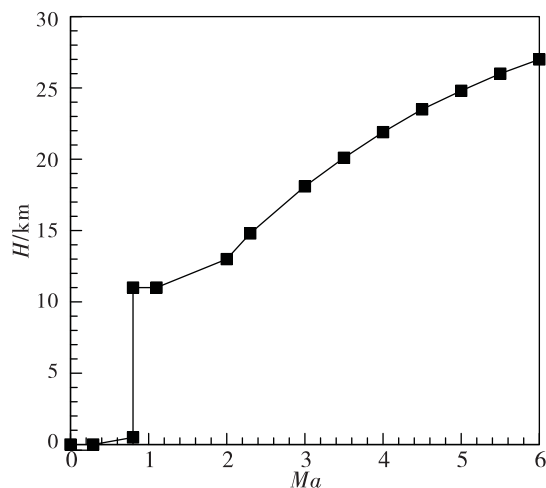


图 1 马赫数 - 高度曲线

Fig. 1 Height curve with Mach number

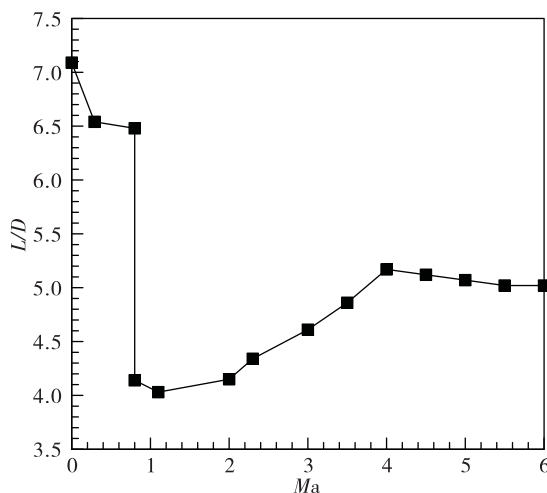


图 2 马赫数 - 升阻比曲线

Fig. 2 Lift drag ratio curve with Mach number

对于 ATRR 发动机,ATR 发动机和双模态冲压发动机并联布置, $Ma0 \sim 3.5$  时 ATR 发动机单独工作, $Ma3.5 \sim 6.0$  冲压发动机单独工作,模态转换区间  $Ma2.5 \sim 3.5$ 。ATR 发动机的比冲  $I_{sp}$  和无量纲安装推力  $T_c$  随着马赫数的变化曲线见图 3,相对冲压发动机,ATR 发动机的比冲较低,范围在 741 ~

905 s 之间, $Ma3.5$  时比冲最小为 741 s。对于安装推力而言,除了跨声速时较小之外,其他基本都是随着马赫数的增加而减小,ATR 发动机推力大于冲压发动机,而且  $Ma1.2 \sim 3.0$  近似存在一个较高的平台,这也体现了 ATR 发动机特点。

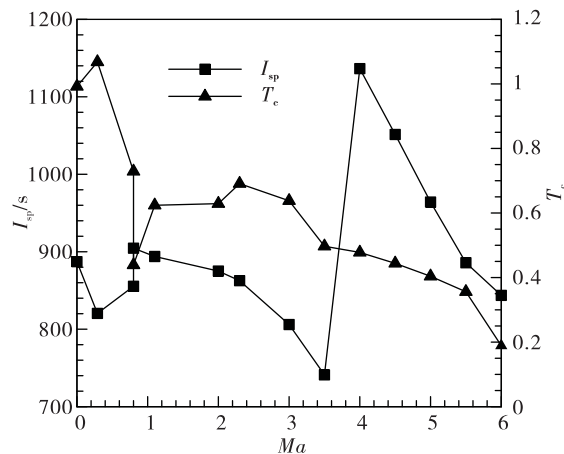


图 3 ATRR 发动机沿弹道的比冲和推力变化

Fig. 3 Variation of specific impulse and thrust of ATRR engine along its trajectory

在上述典型弹道的基础上,按照燃油重量与总重之比  $W_F/W_{T0} = 0.45$ ,载荷重量  $W_p = 1\ 000\text{ kg}$  计算不同起飞推重比 ( $T_{sl}/W_{T0}$ ) 条件下飞行器的航程  $R$ 、飞行时间  $t$  和轴向过载  $n$ ,暖机时间为 10 s。图 4 给出了整个弹道范围内不同马赫数时对应的航程,在推重比固定的条件下,随着马赫数增加,航程都不断增加,尤其  $Ma6$  的航程远高于其他马赫数,这也符合该飞行器的弹道特性。在相同马赫数条件下, $Ma < 5.5$  时航程随着推重比增加而减小,而  $Ma > 5.5$  时趋势正好相反。这是由于推重比增加,推力更大,飞行器的加速度更大(图 5),在相同马赫数范围内飞行时间就会更短,从而更快达到  $Ma6.0$  进行巡航飞行,此时飞行时间更长(图 6),所以航程更远。

图 5 可以看出,相同推重比下,ATR 发动机工作段 ( $Ma0 \sim 3.5$ ) 飞行器的加速性能良好,尤其在  $Ma2.0 \sim 3.5$  范围内,而且该范围正好包含发动机模态转换阶段,而 TBCC 此时会面临着推力不足无法完成模态转换的推力陷阱问题,不但推力下降明显,没有正向加速度,而且采用喷水等方式也无法使涡轮发动机在  $Ma2.5 \sim 3.5$  正常工作<sup>[16]</sup>。图 6 可

以看出,飞行时间整体变化趋势与航程(图4)相同,跨声速时阻力增加,飞行时间增加,而且推重比越小,耗费时间越多。

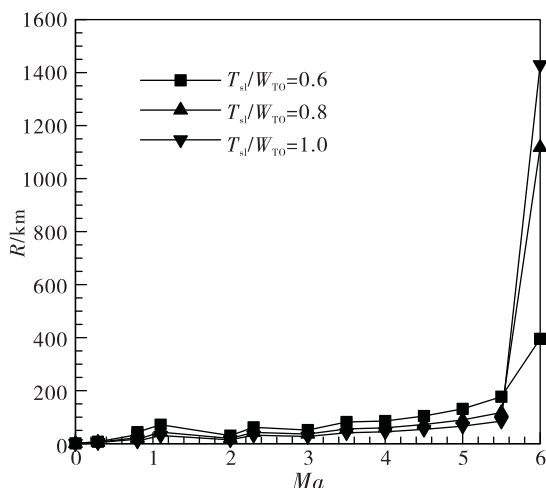


图4 不同推重比条件下航程随着马赫数的变化  
Fig. 4 Variation of flight range with Mach number under different thrust-weight ratios

对应的飞行时间  $t_{ATR}$  占比也由 54.6% 降为 24.1%, 因此冲压发动机工作时间增加, 比冲大, 总航程增大。

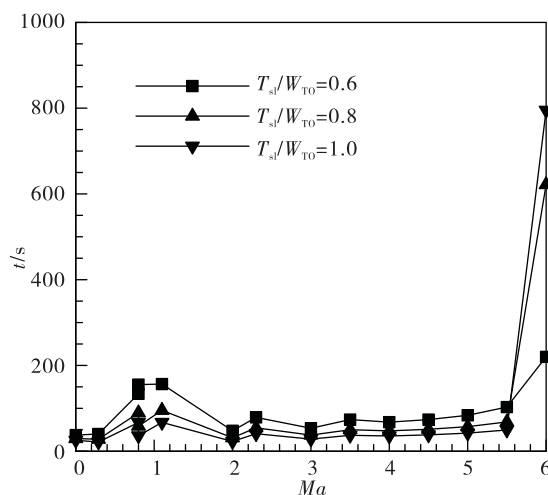


图6 不同推重比条件下飞行时间随着马赫数的变化  
Fig. 6 Variation of flight time with Mach number under different thrust-weight ratios

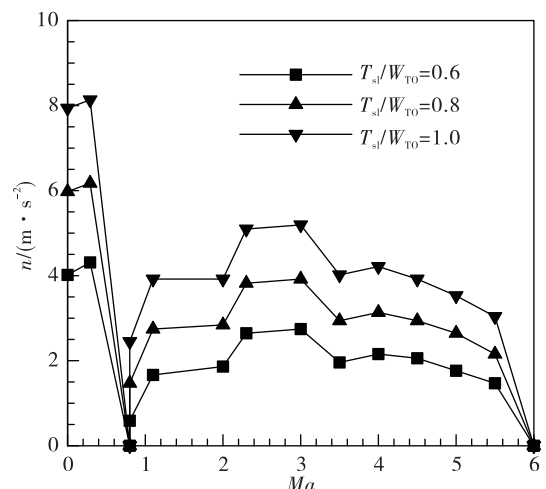


图5 不同推重比条件下轴向过载随着马赫数的变化  
Fig. 5 Variation of axial overload with Mach number under different thrust-weight ratios

表1 不同推重比条件下飞行器的航程和飞行时间

Tab. 1 Flight range and time of aircraft under different thrust-weight ratios

$T_{sl}/W_{TO}$	$R_T/\text{km}$	$R_{ATR}/\text{km}$	$R_{ATR}/R_T$	$t_T/\text{s}$	$t_{ATR}/\text{s}$	$t_{ATR}/t_T$
0.6	1 277.3	301.0	23.6%	1 290.2	703.7	54.6%
0.8	1 700.5	187.2	11.0%	1 287.9	424.1	32.9%
1.0	1 857.4	135.8	7.3%	1 280.7	308.8	24.1%

相对 TBCC 发动机,在提供相同推力条件下,ATR 发动机迎风面积和质量更小,飞行器的升阻比有所增加。以推重比  $T_{sl}/W_{TO} = 0.8$  为例进行分析,按照升阻比增加 5% 的比例 (factor = 1.05) 计算飞行器的性能,具体见图 7 和图 8:增加升阻比对飞行时间和航程影响最大的区域是  $Ma = 6.0$  附近,此时航程从 1 117 km 增加为 1 261 km,增加了 12.9%。

表 2 给出不同升阻比 ( $L/D$ ) 对应的航程和飞行时间,随着升阻比增加 5%,总航程增加了 7.8%,飞行时间增加了 5.0%。另外,ATR 工作段所占比例有所降低,但是均不明显,这也说明升阻比对冲压发动机工作段影响显著,主要在  $Ma6$  附近区域(图 7 和图 8)。

表 1 给出了不同推重比条件下飞行器的总航程  $R_T$  和总飞行时间  $t_T$ ,上文分析可知,不同推重比条件下  $Ma5.5 \sim 6.0$  时的差别占主导地位,所以总航程随推重比增加而增加,  $T_{sl}/W_{TO} = 1.0$  相对  $T_{sl}/W_{TO} = 0.6$  时总航程增加了 45.5%,而总飞行时间差别很小。在总航程中,ATR 工作段的航程  $R_{ATR}$  所占比例随着推重比增加迅速降低,由 23.6% 降为 7.3%,

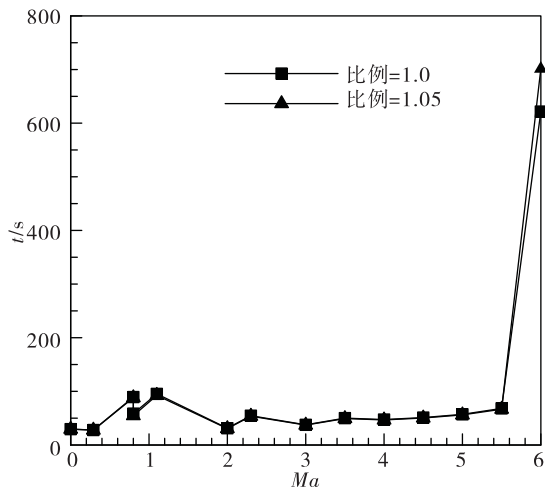


图 7 不同升阻比条件下飞行时间随着马赫数的变化  
Fig. 7 Variation of flight time with Mach number under different lift drag ratios

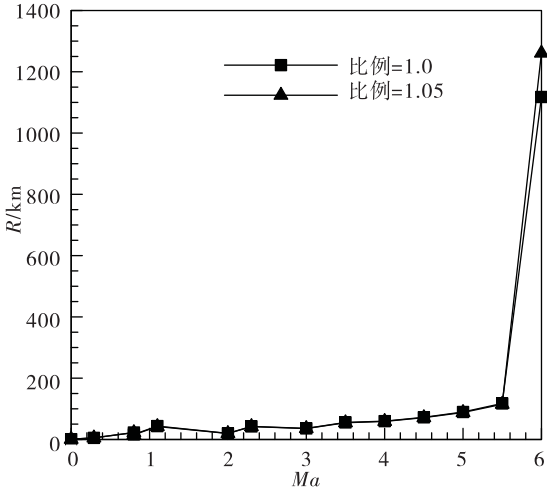


图 8 不同升阻比条件下航程随着马赫数的变化  
Fig. 8 Variation of flight range with Mach number under different lift drag ratios

表 2 不同升阻比条件下飞行器的航程和飞行时间

Tab. 2 Flight range and time of aircraft under different lift drag ratios

比例	$R_T/\text{km}$	$R_{ATR}/\text{km}$	$R_{ATR}/R_T$	$t_T/\text{s}$	$t_{ATR}/\text{s}$	$t_{ATR}/t_T$
$1.00 * L/D$	1 700. 5	187. 2	11. 0%	1 290. 2	424. 1	32. 9%
$1.05 * L/D$	1 832. 4	182. 9	10. 0%	1 354. 8	413. 8	30. 5%

3 结论

1) ATR 发动机工作段飞行器的加速性能良好,尤其是在  $Ma2.0 \sim 3.5$  范围内,可以很好解决 TBCC 发动机的推力陷阱问题。

2) 总航程随着推重比增加而迅速增加,而总飞行时间差别很小。在总航程中,ATR 工作段的航程所占比例随着推重比增加迅速降低,由 23.6% 降为 7.3%,对应的飞行时间占比也由 54.6% 将为 24.1%。

3) 总航程和飞行时间随着升阻比增加而显著增加,且影响最大的是冲压发动机工作  $Ma6.0$  附近区域,而 ATR 工作段所占比例有小幅降低。

参考文献:

[1] ZARLINGO F. Air-breathing propulsion concepts for high speed tactical missiles; AIAA 1988-3070 [R]. USA: AIAA, 1988.

[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, WNAG Shuanhu, LI Ping. Investigation on status and prospect of air turbine rocket [J]. Journal of rocket propulsion, 2008, 34(6): 31-35.

[3] BRIGGS M M, ANDRUS S R. Synthesis and performance of an air-turbo ramjet-propelled supersonic target vehicle; AIAA 1984-0075 [R]. USA: AIAA, 1984.

[4] BOSSARD J A, CHRISTENSEN K L, POTH G E. ATR propulsion system design and vehicle integration; AIAA1988-3071 [R] USA: AIAA, 1988.

[5] LILLEY J S, HECHT S E, KIRKHAM B G, et al. Experimental evaluation of an air turbo ramjet; AIAA 1994-3386 [R]. USA: AIAA, 1994

[6] BOSSARD J A, CHRISTENSEN K L, FEDUN M H. Return of the solid fuel gas generator ATR; AIAA 1987-1997 [R]. USA: AIAA, 1987.

[7] OSTRANDER M J, THOMAS M E. Air turbo-rocket solid propellant development and testing; AIAA 1997-3258 [R]. USA: AIAA, 1997.

[8] SATO T, TANATSUGU N, HATTA H, et al. Development study of the ATREX engine for TSTO spaceplane; AIAA 2001-1839 [R]. USA: AIAA, 2001.

[9] EDEFUR H, HAGLIND F, OLSSON S. Design of an air-

- launched tactical missile for three different propulsion systems: ATR, rocket and turbojet: GT 2007-27844 [R]. USA: ASME, 2007.
- [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): 317-345.
- [11] PAN Hongliang, ZHOU Peng. Performance analysis of liquid air turbo rocket: AIAA 2008-0070 [R]. USA: AIAA, 2008.
- [12] 李文龙, 李平, 李光熙, 等. 局部进气条件下空气涡轮火箭发动机掺混燃烧研究[J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1222-1230.
- [13] 张留欢, 刘嫵, 张蒙正. 基于碳氢燃料裂解工作的 ATR 发动机性能分析[J]. 火箭推进, 2017, 43(3): 1-5.
- ZHANG Lihuan, LIU Yan, ZHANG Mengzheng. Performance analysis of ATR engine working with cracking gas of hydrocarbon fuel [J]. Journal of rocket propulsion, 2017, 43(3): 1-5.
- [14] MA Yuan, ZHU Yan, NAN Xiangyi, et al. Investigation of the propellant preheating in air turbine rocket engine [C]// 66th International astronautical congress. [S. l.]: [s. n.], 2015, 10: 7859-7868.
- [15] MATTINGLY J D, HEISER W H, PRATT D T. Aircraft engine design[M]. 2nd ed. Virginia. AIAA, 2002.
- [16] 张彦军, 芮长胜, 付鹏哲. Ma3 一级高速涡轮发动机结构方案研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(11): 67-72.

(编辑: 马 杰)

(上接第 5 页)

- [3] 郭敬, 孔凡超, 胡旭坤. 空间发动机羽流研究技术发展综述[J]. 火箭推进, 2014, 40(6): 51-58.
- GUO Jing, KONG Fanchao, HU Xukun. Research on plume flow of space thrusters [J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(6): 51-58.
- [4] HUFENBACH B, DETTLEFF G, BOETTCHER R D, et al. European activities in plume testing: AIAA 97-36449 [R]. USA: Seattle, 1997.
- [5] 程晓丽, 王强, 阎喜勤. 卫星姿控发动机高空羽流场工程分析[J]. 空间科学学报, 2005, 26(1): 59-63.
- [6] WORONOWICZ M S. Experimental validation of a simple bipropellant thruster plume model: AIAA 2000-0598 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [7] 张建华, 蔡国飙. 用 Simons 法计算真空羽流[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 406-409.
- [8] 褚洪杰, 吴彦森, 王国辉, 等. 运载火箭高空羽流对卫星的污染分析[J]. 中国科学(E: 技术科学), 2009, 39(3): 500-504.
- [9] 程晓丽, 李明智, 毛铭芳, 等. 高空羽流场的 DSMC 计算和实验研究[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(1): 9-14.
- [10] 钱中, 王平阳, 杜朝辉. 稀薄等离子体羽流稳态流动粒子模拟[J]. 上海交通大学学报, 2009, 43(2): 165-168.
- [11] GATSONIS N A, NANSON R, LEBEAU G J. Navier-Stokes/DSMC simulations of cold-gas nozzle/plume flows and flight data comparisons: AIAA 99-3456 [R]. USA: AIAA, 1999.

(编辑: 马 杰)