

RBCC 进气道双流道变几何方案研究

刘晓伟, 李永洲, 张蒙正, 吕奇伟

(中国航天科技集团公司 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 提出了一种基于双流道变几何的二元进气道设计方案:通过下流道的开关,实现进气道压缩角和收缩比的调节,使得进气道能够适应更宽的工作范围,并能兼顾与飞行器和燃烧室的一体化设计.研究表明:该方案可在保证原有双模态冲压发动机进气道高来流马赫数性能不变的前提下,将自起动马赫数降至引射/亚燃模态过渡点附近,该方案自起动马赫数为 2.8;低来流马赫数时进气道具有较高的流量系数(来流马赫数为 3.0 时达到 0.62)、较高的总压恢复系数(来流马赫数为 3.0 时达到 0.79)和较低的阻力(低来流马赫数时降低了 30%多).

关 键 词: 火箭基组合循环(RBCC)发动机;变几何进气道;双流道;进气道起动;马赫数

中图分类号: V235.213

文献标志码: A

Investigation of variable geometry RBCC inlet with double passage

LIU Xiao-wei, LI Yong-zhou, ZHANG Meng-zheng, LÜ Qi-wei

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: A two-dimensional inlet variable geometry scheme with double passage regulation was put forward. The regulation of inlet compress angle and contraction ratio was achieved by the switch of the downstream compress passage to accommodate wide operation range, and the integrative design with aircraft and combustion was also considered. The investigation shows that, this scheme can reduce the starting Mach number to near the ejector/ramjet mode transition point; the starting Mach number hereto is 2.8; higher total pressure recovery coefficient of 0.62 at coming flow Mach number of 3.0, higher mass flow rate of 0.79 at coming flow Mach number of 3.0, and lower resistance are attained during low coming flow Mach number range (which is reduced to more than 30%), while the inlet performance during high coming flow Mach number range is unvaried.

Key words: rocket based combined cycle (RBCC) engine; variable geometry inlet; double passage; inlet starting; Mach number

火箭基组合循环(RBCC)发动机将火箭发动机集成于吸气式发动机流道,拓展了吸气式动力的工作范围,应用于两级入轨的第 1 级马赫数范围可到 0~7.0,应用于第 2 级马赫数范围可到 3.0~10.0^[1-4]. RBCC 发动机各部件尤其吸气式发动机相关部件,必须适应更宽的马赫数范围.目前吸气式发动机工作马赫数范围宽度一旦接近

3.0,就需考虑变几何技术. RBCC 发动机应该采用变几何技术,进气道的调节首当其冲.

国际上多种典型 RBCC 发动机方案均采用了变几何进气道技术,如 Strutjet 顶板调节方案^[5-6]、GTX(NASA 单级入轨飞行器,早期称 Trailblazer)的中心锥移动方案^[7-8]、Astrx-RBCC 喉道调节门放气方案^[2],日本 JAXA(Japan Aero-

space Exploration Agency)顶板升降方案^[9],目前公开报道的最接近工程样机的ISTAR(integrated system test of an airbreathing)方案,采用了内压段顶板和唇口旋转的调节方案^[10-11].国内也开展了RBCC可调进气道探索研究,比如一种支板升降的侧压式进气道调节方案^[12].

进气道变几何方案主要解决宽来流马赫数(Ma_0)的高效压缩和低来流马赫数起动问题,压缩角和收缩比是两个主要调节参数.双模态冲压发动机是RBCC发动机流道设计的重要基础,前者进气道调节多以高来流马赫数为设计点,通过减小进气道捕获流量或内通道放气等措施溢流,实现低来流马赫数起动,对压缩角调节有限,而收缩比的降低则是通过牺牲实际捕获流量来实现^[13-15].若将这些方式移植到RBCC进气道,由于自起动马赫数(Ma_{start})更低,低来流马赫数时过压缩严重,进气道性能降低;溢流增加导致捕获流量浪费严重,附加阻力(本质为飞行器阻力)增加太多,不符合一体化设计思想.RBCC进气道调节时,压缩角和喉道都应进行较大的调节.本文参考文献^[16]TBCC(turbine based combined cycle)进气道调节原理,选取典型双模态冲压发动机二元进气道构型,考虑燃烧室型面设计约束,提出了一种基于双流道的进气道调节方法,对其开展了数值模拟研究.

1 方案设计

本文选取文献^[17]中典型二元进气道(设计点 $Ma_0=6.0$, $Ma_{start}=4.0$)方案为基准,如图1所示,(图中 L 表示隔离段长度, H 表示高度),唇口和外压第3级压缩面为转动部件(分别记为“上唇口”和“下唇口”),第3级压缩面后有一内压通道(记为“下通道”,原内压通道记为“上通道”),可调方案具有双通道和两个唇口.此外,将基准进气

道内压段肩点改为圆弧过渡,以减弱某些来流马赫数时此处的气流分离,提高流场品质,改进后的进气道记为“原进气道”.

双模态冲压发动机燃烧室一般由等直段或扩张段组成,为了高效组织燃烧并实现热力壅塞,扩张比有一定约束.本文方案燃烧室为单一通道,下通道高度过高会给基于热力壅塞方式的燃烧室型面匹配带来困难.本文初步取上、下通道出口高度相同,即燃烧室扩张比不小于2.0,燃烧室第1级扩张段可设计成等直段或微扩段,以保证高来流马赫数时其扩张比在2.0附近不会高出太多,国内外典型燃烧室设计经验表明,此扩张比范围内,高来流马赫数超燃冲压燃烧室可以实现热力壅塞.本文进气道调节方法可与定几何燃烧室匹配,以避免复杂的变几何燃烧室设计.

无级调节可以获得更好的进气道性能,但调节过程复杂,本文处于方法探索阶段,选取了简单的多级调节方案:上唇口有3个工位,内表面与水平线的夹角分别为 14.1° , 7.1° 和 0° .下唇口有4个工位,上表面和水平面的夹角分别为 24.1° , 15.6° , 12.8° , 10.0° .随着飞行速度的增加,进气道共经历 a, b, c, d 四种型面,型面特征和关键角度如图2和表1所示.

低来流马赫数时,下唇口抬起,两通道进气,进气道总收缩比为高来流马赫数时的一半;总压缩角也从 24.1° 下降到 14.3° 附近.

本文调节方案以增加低来流马赫数时进气道流量系数为目标,同时保证不同来流马赫数时进气道出口性能参数(马赫数、压升比、总压恢复等)接近目前亚燃发动机和双模态发动机进气道性能,同时确保上下通道气流参数接近,并对两通道抗反压能力匹配有所考虑,以降低燃烧室设计的难度.低来流马赫数时采用更低的收缩比和压缩角,经过反复数值计算调试,获得最终的型面几何

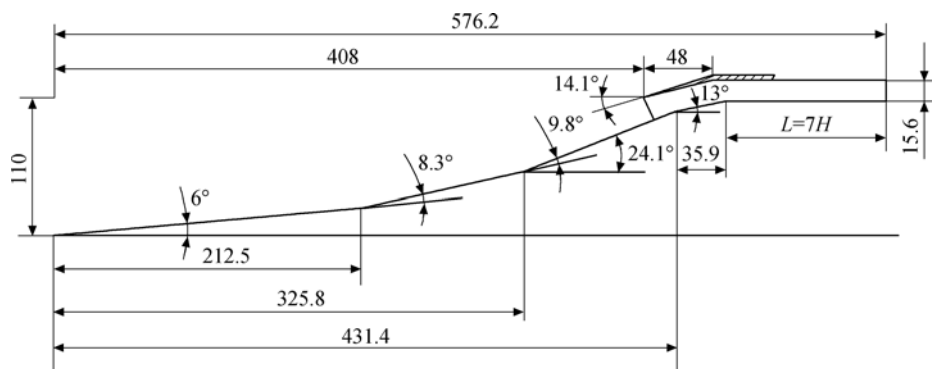


图1 基准进气道几何参数(单位:mm)

Fig. 1 Datum inlet geometry parameter (unit:mm)

参数.

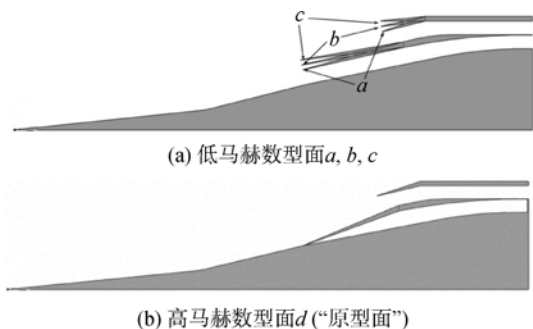


图 2 进气道调节方案

Fig. 2 Inlet regulation scheme

表 1 变几何型面参数

Table 1 Variable geometry configuration parameters

型面	Ma_0	水平夹角/(°)		总压缩角/(°)	
		上唇口 下表面	下唇口 上表面	上通道	下通道
a	0~2.8	14.1	15.6	15.6	14.3
b	2.8~3.3	7.1	12.8	14.3	14.3
c	3.3~4.7	0	10.0	14.3	14.3
d	4.7~6.0	14.1	24.1	24.1	

2 数值模拟方法

利用 Fluent 软件求解二维 N-S (Navier-Stokes) 方程, 选取 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型^[12], 此模型对于逆压梯度引起的流动分离, 以及超声速中的激波和膨胀波现象都具有较好的模拟准确度. 采用结构化网格(图 3), 网格过渡比不超过 1.1, 壁面网格局部加密, 近壁第 1 层网格距壁面约 0.05 mm. 进气道出口条件为超声速外推, 不考虑燃烧室反压的影响. 所有残差指标下降到 10^{-3} 以下、进出口流量相对误差小于 10^{-4} 且变化平稳, 表示计算结果收敛.

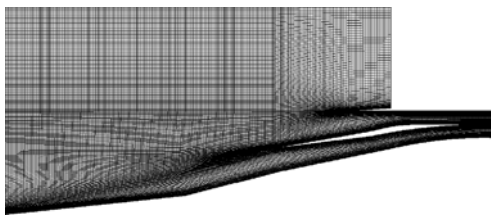


图 3 型面 c 网格

Fig. 3 Configuration c grids

3 结果分析

调节过程: 表 1 给出了进气道调节性面和来流马赫数 Ma_0 之间的对应关系, 两个唇口可以通过末端的铰链结构旋转, 下通道出口设置一挡板, 控制此处的开闭. 原进气道自起动马赫数 $Ma_{start}=4.0$, 调节方案开始选取型面 a, 来流加速到 $Ma_0=2.8$, 进气道起动后, 调节至型面 b, 由于内压段收缩比位于双解区, 进气道仍保持起动状态. 加速到 $Ma_0=3.3$ 和 $Ma_0=4.7$ 时分别调节至型面 c 和型面 d. 当调节至型面 d 时, 下通道关闭, 压缩型面和原进气道型面相同.

3.1 流场结构

图 4~图 6 给出了不同型面的流场马赫数分布. 调节方案通过合理的激波分配和内压通道设计, 典型工况调节方案双通道内均未出现大面积气流分离. 低来流马赫数时, 下通道打开, 外压段低速边界层发展仅影响到下通道下壁面, 进气道出口位置下通道低速边界层更厚, 上通道的流场均匀性好于下通道.

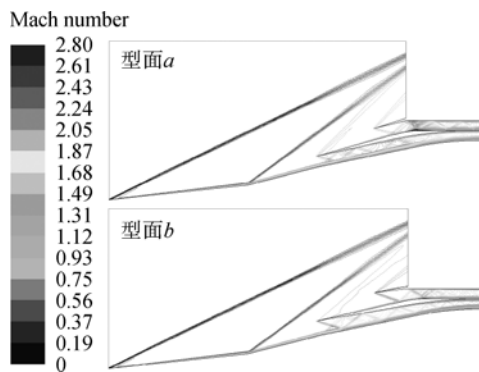


图 4 $Ma_0=2.8$ 时流场马赫数分布

Fig. 4 Mach number contours at $Ma_0=2.8$

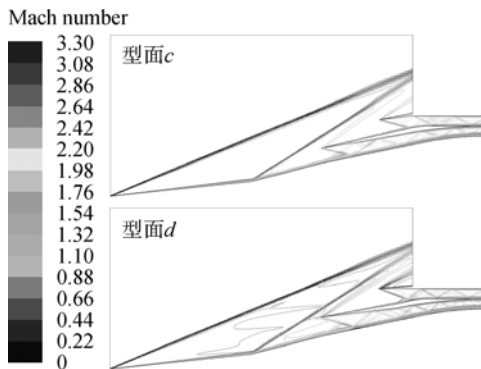
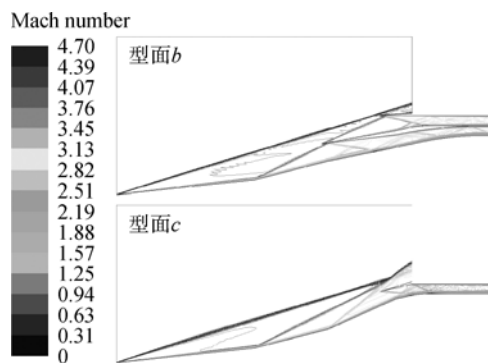


图 5 $Ma_0=3.3$ 时流场马赫数分布

Fig. 5 Mach number contours at $Ma_0=3.3$

图6 $Ma_0=4.7$ 时流场马赫数分布Fig. 6 Mach number contours at $Ma_0=4.7$

3.2 出口均匀性

进气道出口均匀性会影响燃烧室工作,常规单流道进气道出口气流不均匀性和边界层增长、激波反射、二次流等因素有关,本文还需考虑上下通道气流参数的差异。

图7~图8为不同来流马赫数进气道出口静压(p)和出口马赫数(Ma_{out})分布,纵坐标为各位置数值与流量平均值的比值, r_p 为出口静压相对值, $r_{Ma_{out}}$ 为出口马赫数相对值,横坐标 y 为进气道出口截面纵坐标值。

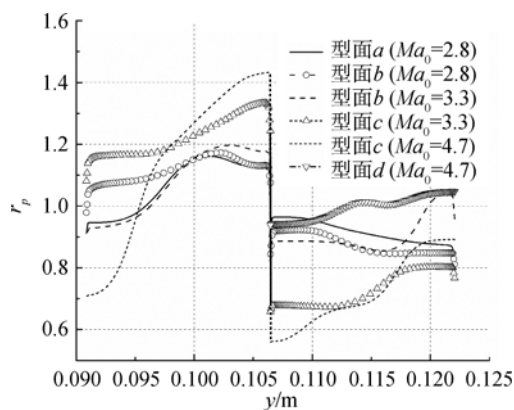


图7 出口静压相对值

Fig. 7 Exit relative static pressure

下通道的出口静压略高于上通道,表明下通道压缩程度较强。下通道出口压力均匀性较上通道更差,是下通道捕获进外压缩面更厚的边界层后造成的。

调节方案各通道 Ma_{out} 分布规律相似,均为流动中间高、两端低。调节方案下通道 Ma_{out} 低于上通道,表明下通道压缩程度较强。当调节方案双通道启动后,核心流等马赫数段范围较宽。

表2为调节方案上下通道气流参数(各自通道质量流量平均结果)的比值。

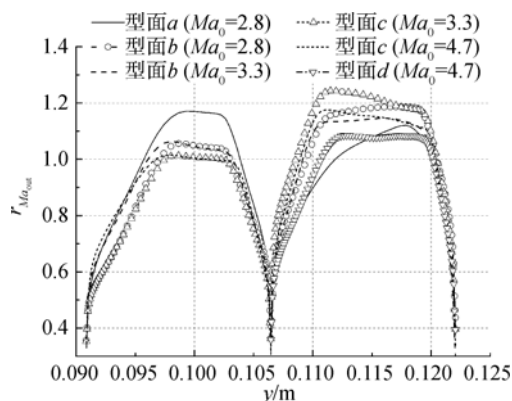


图8 出口马赫数相对值

Fig. 8 Exit relative Mach number

表2 调节方案上下通道出口参数比值

Table 2 Exit parameter ratios of two passages of adjusting scheme

型面	Ma_0	静压比	出口马赫数比	总压比	质量流量比
a	2.8	0.86	0.97	1.03	1.14
	2.8	0.79	1.18	1.08	1.00
b	3.0	0.8	1.16	1.10	0.99
	3.3	0.82	1.12	1.10	0.98
c	3.3	0.59	1.28	1.06	0.84
	3.5	0.63	1.22	1.06	0.83
	4.0	0.64	1.16	1.07	0.81
	4.5	0.63	1.16	1.11	0.79
	4.7	0.61	1.16	1.12	0.80

低来流马赫数,进气道出口两股气流要进入同一燃烧室,上下两股气流的参数差异,均匀性,都会影响的燃烧室方案的设计。由于下通道吸入外压段厚厚的边界层,在保证上下通道出口马赫数接近的前提下,更高的出口静压和出口总压可以保证下通道和上通道具有接近的抗反压能力,本文考虑上述原则进行进气道设计。后续需要开展燃烧室和进气道/燃烧室匹配性的深入研究,以解决上下通道气流参数和抗反压能力之间的匹配问题,获得平衡设计原则。

3.3 出口性能

图9为调节方案与原方案进气道流量系数 φ 、总压恢复系数 σ 和出口马赫数 Ma_{out} 的比较,图10为调节方案性能参数和原方案的比值 K_φ 、 K_σ 、 $K_{Ma_{out}}$ 随来流马赫数的变化。本文以 $Ma_0=6.0$ 时进气道捕获面积计算流量系数, $Ma_0=3.3\sim 4.7$

时,由于上唇口顺时针旋转,实际捕获面积大于来流马赫数为 6.0 时的捕获面积,会出现 $\varphi > 1$ 的情况。

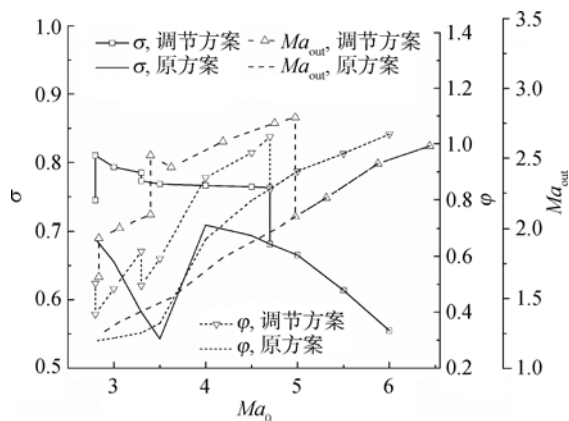


图 9 调节方案与原方案性能参数对比

Fig. 9 Performance parameters of two schemes

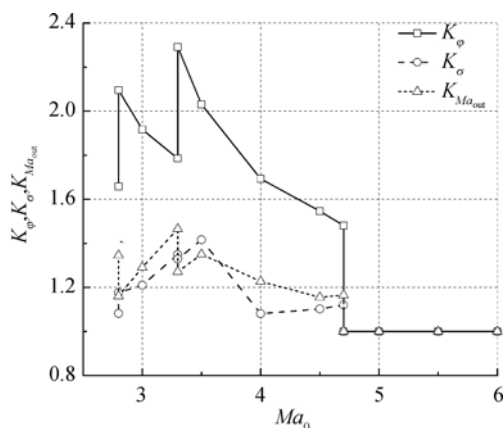


图 10 调节方案各参数与原方案参数比值

Fig. 10 Parameter ratios of two schemes

调节方案可将进气道自启动马赫数从 4.0 降低到 2.8, 拓展到 RBCC 发动机引射/亚燃模态过渡点附近^[4,18]。

通过调节,进气道 $Ma_0 < 4.7$ 的流量系数增加明显,幅度基本都在 50% 以上,低来流马赫数尤为明显,增幅达到 100%。总转折角和总收缩比的减小,带来进气道总压恢复系数和出口马赫数的增加,两者增加幅度接近。调节方案虽然导致出口马赫数有所增加,但还在可接受的范围内。

3.4 阻力

图 11 为调节方案与原方案阻力(包括上唇口外壁面)的比值 K_c ,低来流马赫数时进气道阻力明显降低,降幅达到 30%~40%。可见喉道流通能力的增加不仅给发动机推力的提升提供了更多

的空气捕获量,还使进气阻力大为降低,符合一体化设计思想。

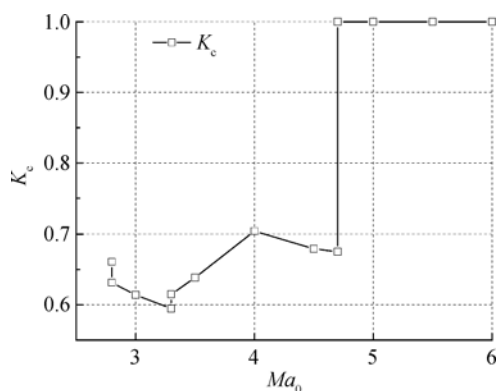


图 11 调节方案与原方案阻力比

Fig. 11 Resistance ratio of two schemes

4 结论

本文基于进气道/飞行器一体化设计思想,并考虑燃烧室设计对进气道调节的约束,提出了一种基于双流道的 RBCC 进气道变几何方案。研究表明,调节方案可将原方案自启动马赫数从双模态冲压发动机下限附近降至 RBCC 发动机引射/亚燃模态过渡点附近,低来流马赫数时进气道流量系数显著增加、总压恢复系数也有明显增加、考虑唇口外型面的进气道阻力明显降低。本文提出的 RBCC 进气道变几何方法具有较好的宽范围工作潜力,适合目前发动机研究需求,值得进一步深入研究。

参考文献:

- [1] Hank J M. Air force research laboratory hypersonic propulsion research programs[R]. AIAA-2007-5371, 2007.
- [2] Kothari A P, Livingston J W, Tarpley C, et al. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space[R]. AIAA-2010-8905, 2010.
- [3] Kevin G B. The hypersonic space and global transportation system: a concept for routine and affordable access to space [R]. AIAA-2011-2295, 2011.
- [4] 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.
QIN Fei, LÜ Xiang, LIU Peijin, et al. Research status and perspective of rocket based combined cycle propulsion system[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 31(6): 660-665. (in Chinese)
- [5] Siebenhaar A, Bulman M J, Bonnar D K. The role of the strutjet engine in new global and space markets[R]. International Astronautical Federation, IAF-98-S. 5. 04, 1998.
- [6] Bulman M J, Siebenhaar A. Rocket based combined cycle

- propulsion for space launch[R]. International Astronautical Federation, IAF-95-S. 5. 02, 1995.
- [7] Trefny C J. An air-breathing launch vehicle concept for single-stage-to-orbit[R]. AIAA 99-2730, 1999.
- [8] Steffen C J, DeBonis J R. CFD analysis of the low speed propulsion mode in an RBCC engine[R]. AIAA-2004-0857, 2004.
- [9] Kanda T, Tomioka S, Ueda S, et al. Design of sub-scale rocket-ramjet combined cycle engine model[R]. International Astronautical Congress, IAC-05-C4. 5. 03, 2005.
- [10] Faulkner R F. Integrated system test of an airbreathing rocket(ISTAR)[R]. AIAA-2001-1812, 2001.
- [11] Quinn J E. Oxidizer selection for the ISTAR program(liquid oxygen versus hydrogen peroxide)[R]. AIAA-2002-4206, 2002.
- [12] 刘晓伟. 火箭基组合循环(RBCC)动力宽适用范围性进气道研究[D]. 西安:西北工业大学, 2010.
- LIU Xiaowei. Investigation of wide applicability inlet for RBCC power[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)
- [13] 金志光, 张堃元. 宽马赫数范围高超声速进气道伸缩唇口简单变几何方案研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(5): 1500-1510.
- JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. A variable geometry scramjet inlet with a translating cowl operating in a large Mach number range[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(5): 1500-1510. (in Chinese)
- [14] 金志光, 张堃元, 陈卫明, 等. 高超声速二元变几何进气道气动方案设计与调节规律研究[J]. 航空学报, 2013, 34(4): 779-786.
- JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan, CHEN Weiming, et al. Design and regulation of two-dimensional variable geometry hypersonic inlets[J]. Acta Aeronautica et Sinica, 2013, 34(4): 779-786. (in Chinese)
- [15] 王翼, 范晓楠, 梁剑寒, 等. 开启式高超声速进气道启动性能试验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1014-1018.
- WANG Yi, FAN Xiaoqiang, LIANG Jianhan, et al. Experimental investigation on the starting characteristics of a hypersonic inlet with moving entrance door[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1014-1018. (in Chinese)
- [16] 张华军, 梁德旺, 郭荣伟. 一种组合发动机变几何进气道流场特性研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(18): 2201-2207.
- ZHANG Huajun, LIANG Dewang, GUO Rongwei. Study of flow characteristics for a variable geometry inlet on combined engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(18): 2201-2207. (in Chinese)
- [17] 金志光, 张堃元. 典型二元高超声速进气道与侧压式进气道的性能比较[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1553-1560.
- JIN Zhiguang, ZHANG Kunyuan. Performance comparison between 2-D scramjet inlet and 3-D sidewall compression scramjet inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1553-1560. (in Chinese)
- [18] 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.
- LIU Yang, HE Guoqiang, LIU Peijin, et al. Selection of ejector-ramjet mode transition interval on RBCC[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(5): 500-505. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)