

## 挡板对四模块可调进气道特性的影响

李永洲, 张蒙正, 路媛媛, 南向军  
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 针对 RBCC 发动机  $Ma=2.5\sim 7.0$  宽范围工作要求, 设计了顶板部分可调的四模块二元变几何进气道, 并研究了挡板对其总体性能和流场结构的影响。数值计算结果表明: 进气道整个工作范围内总体性能较优, 特别是流量捕获能力。带挡板时进气道流场基本保持了二维特征, 不带挡板时两侧具有明显的三维特征, 压缩效率降低, 流量系数显著下降。带挡板时进气道左/右模块性能基本相等, 不带挡板时左/右模块差别明显, 与右模块相比, 左模块基本保持了二维流动特征, 压缩效率明显更高。

**关键词:** RBCC; 高超声速进气道; 宽马赫数; 变几何进气道

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 02-0047-06

## Effect of sidewall on characteristics of a variable-geometry inlet with four modules

LI Yongzhou, ZHANG Mengzheng, LU Yuanyuan, NAN Xiangjun  
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** A two-dimensional RBCC variable-geometry inlet with four modules was designed for the RBCC engine with a wide Mach number range from 2.5 to 7.0, which is of rotating top wall. The influence of sidewall on the general performance and flow field of inlet is researched in this paper. The numerical calculation results show that the general performance of variable-geometry inlet is better in its entire operating range, especially for its flow capture ability. The flow field of inlet with sidewall keeps the 2D characteristics. Without sidewall, the both sides of inlet have obviously three-dimensional characteristics, the compression efficiency decreases and the flow coefficient reduces significantly. The performance of left and right modules is nearly equal when the sidewall is mounted on the inlet, but there is obvious difference while the sidewall is missing, in comparison with the right module, the left module keeps 2D flow characteristics and its compression efficiency is significantly higher.

**Keywords:** RBCC; hypersonic inlet; wide Mach number range; variable geometry inlet

收稿日期: 2015-07-09; 修回日期: 2015-09-25

作者简介: 李永洲 (1984—), 男, 博士, 研究领域为高超声速组合推进技术

## 0 引言

火箭基组合循环 (Rocket Based Combined Cycle, RBCC) 发动机<sup>[1-6]</sup>是将火箭发动机和吸气式发动机有机地组合在一起, 具有高推重比和高比冲的优势。相对 TBCC 和 ATR 等其它组合推进系统, RBCC 具有更宽的飞行空域、速域以及多种工作模式, 寻求适应这种工作要求的进气道设计方案是其关键技术之一。

对工作在  $Ma=4.0\sim 7.0$  的双模态冲压发动机, 由于高低马赫数时的性能协调相对容易实现, 因而普遍采用结构简单的定几何方案<sup>[7]</sup>。但是, 随着工作范围的拓宽, 定几何进气道难以满足宽范围的性能要求。鉴于变几何进气道在宽马赫数范围内的性能优势, 一些典型高超声速飞行器均使用了变几何结构, 如 X-43A 采用了转动唇口形式<sup>[8]</sup>, 法国的 LEA 斜向平移整个唇口板<sup>[9]</sup>。对于工作范围更宽的 RBCC 发动机进气道, 美国 Aerojet 公司提出的 Sturtjet 发动机是通过转动整个顶板来调节喉道的面积来适应宽范围工作<sup>[10]</sup>。日本 JAXA 的 RBCC 发动机采用顶板上下平移方案<sup>[11]</sup>。由于结构强度、地面试验能力和飞行试验代价等限制, 当前主要研究单模块进气道。为了防止其超声速侧向溢流以保持来流的二维特性, 一般均带有侧向溢流挡板<sup>[9,11-13]</sup>。但是, 考虑到与飞行器前体一体化设计, 挡板会对热防护和飞行器的侧滑特性等产生不利影响, 此时十分关心有无挡板时进气道的特性, 对多模块进气道更是如此, 这时还需关注各模块之间的差别。因此, 本文针对矩形流道 RBCC 发动机, 在  $Ma=2.5\sim 7.0$  范围内, 研究了挡板对四模块部分顶板转动二元变几何进气道的总体性能和流场结构的影响, 并对其左/右模块特性进行比较。

## 1 四模块二元变几何进气道设计

本文设计变几何进气道时, 将其分为两段工作: 高马赫数段  $Ma=4.0\sim 7.0$  和低马赫数段  $Ma=2.5\sim 4.0$ 。在这两段工作范围内, 尽可能保持型面固定。基准构型设计中, 考虑到高马赫数时进气道处于冲压模态, 设计马赫数取 6.0。为了使

$Ma=4.0\sim 7.0$  范围内进气道具有较高的流量系数, 采用来流马赫数由高到低, 外压激波依次封口的设计方法。图 1 给出了设计的基准进气道, 第一级压缩角取  $6^\circ$ , 第二级压缩角取  $5^\circ$ , 第三级取  $6^\circ$  来减小内压段长度, 唇罩内型面后段是一段  $6^\circ$  的上凸圆弧以弥散反射激波, 优化喉部流场结构。此时, 进气道基准构型的总收缩比  $R_a=6.6$ , 内收缩比  $R_i=2.07$ , 等直隔离段长度为 7 倍的喉道高度。

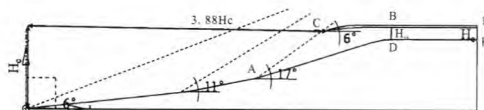


图 1 变几何进气道基准构型

Fig. 1 Reference aerodynamic configuration of variable geometry inlet

在低马赫数段 ( $Ma=2.5\sim 4.0$ ), 一方面进气道的压缩量需求减小, 另一方面需要减小内收缩比来保证自启动能力。在基准构型的基础上, 顺时针转动第三级以后的顶板可以增大喉道面积从而减小了总收缩比和内收缩比, 可以满足上述要求。本文将顶板沿第三级转折点 A 转动  $3.7^\circ$  (见图 2), 此时第三级压缩角降为  $2.3^\circ$ ,  $R_a$  降为 3.5,  $R_i$  降为 1.41。根据出口设计要求, 此时需要沿 D 点将喉道后的型面转为水平。

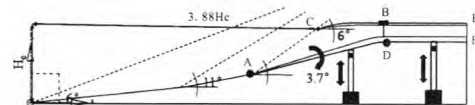


图 2 低马赫数段进气道变几何方案示意图

Fig. 2 Schematic of variable geometry inlet during low Mach number

基于以上二维构型设计四模块进气道的三维构型 (见图 3), 各模块之间的隔板采用前掠构型, 隔板的前缘线参考基准构型  $Ma=4.0$  时的反射激波线, 内压段两块侧板也采用这种前掠构型。为了防止超声速侧向溢流, 需要在外压段两侧加两块挡板, 挡板的前缘线取  $Ma=5.0$  时的第一道入射激波线, 后缘线与侧板前缘线平行。该

挡板与侧板之间有一定的纵向距离, 可以进一步排除顶板附面层分离包辅助起动。为了排除挡板上的附面层, 挡板与侧板横向也存在一定间距, 一般大于挡板尾缘处最大附面层厚度。对单个模块而言,  $Ma=4.0\sim 7.0$  时的基准构型喉道宽高比为 3.30,  $Ma=2.5\sim 4.0$  时的构型喉道宽高比为 1.86。此外, 考虑到进气道与飞行器前体的一体化设计, 也需研究无挡板 (nosidewall) 时进气道的性能和流场结构, 并与有挡板 (sidewall) 时进行对比。



图 3 四模块进气道的三维气动构型(带挡板)

Fig. 3 Three-dimensional aerodynamic configuration of inlet with four modules (with sidewall)

## 2 数值计算方法

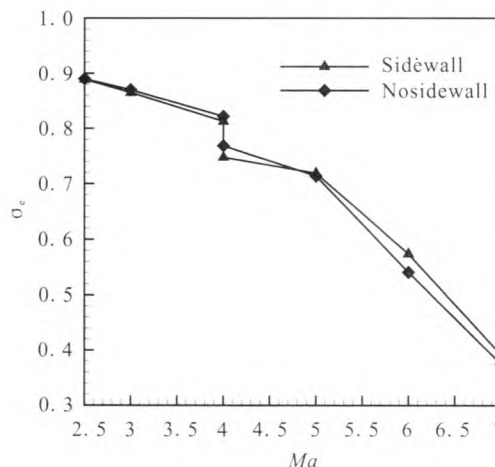
采用 Fluent 软件进行数值计算, 通量差分采用 AUSM 格式, 湍流模型为 Re-Normalization Group (RNG)  $k-\varepsilon$  模型, 流动方程、 $k$  方程、 $\varepsilon$  方程均选择二阶迎风格式离散, 近壁采用非平衡壁面函数法。由于模型和流动的对称性, 取一半模型进行计算, 加密壁面附近的网格。采用 Sutherland 公式计算分子粘性系数, 壁面取绝热无滑移和固体边界条件, 采用压力远场和压力出口边界条件。各残差指标至少下降 3 个数量级并且流量沿程守恒时认为数值模拟结果收敛。采用 ICEM 进行网格划分并加密, 网格量在 220 万。文献 [14] 对该数值计算方法进行了试验校验, 表明其可以较好模拟高超声速进气道复杂流场结构。按照  $\Delta Ma/\Delta H=1/2^{\circ}(1/km)$  给定来流条件, 其中来流  $Ma=6.0$  时, 高度  $H=24\text{ km}$ 。

## 3 四模块进气道计算结果分析

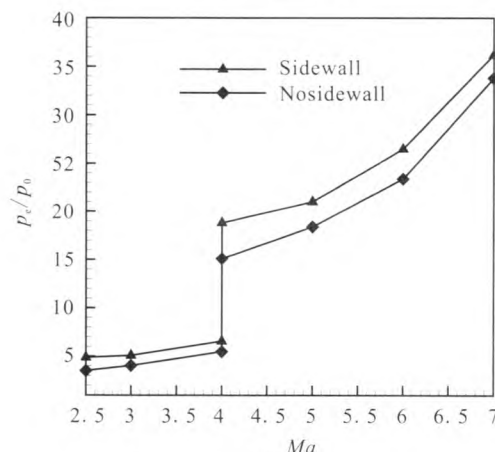
### 3.1 有/无挡板时进气道的性能与流场特征

图 4 给出了有/无挡板时进气道出口截面总体

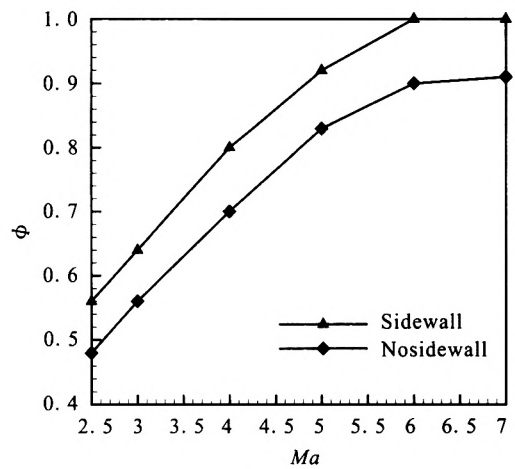
性能参数 (质量加权平均) 随来流马赫数的变化曲线, 可以看出, 总压恢复系数 ( $\sigma_t$ ) 和增压比 ( $p_t/p_0$ ) 在  $Ma=5.0\sim 7.0$  变化梯度更大, 流量系数 ( $\varphi$ ) 增加梯度不断减小。在转级点  $Ma=4.0$  时, 除了流量系数, 其它参数发生阶跃变化, 增压比和出口马赫数 ( $Ma_e$ ) 变化比较明显。相对带挡板进气道, 不带挡板时由于侧向溢流比较严重, 增压比下降明显, 而且总压恢复系数也不断降低, 设计点  $Ma=6.0$  时, 不带挡板时增压比和总压恢复系数分别下降了 11.7% 和 5.7%; 二者流量系数差别较大,  $Ma=6.0$  和 3.0 时分别下降了 10.0% 和 12.5%。出口马赫数随着来流马赫数增加, 差别越来越小。但是, 在整个工作范围内, 有/无挡板时进气道性能都较优, 尤其是流量系数。带挡板的进气道  $Ma=2.5$  时流量系数高达 0.56, 设计点  $Ma=6.0$  的增压比和总压恢复系数分别为 26.5, 0.574。



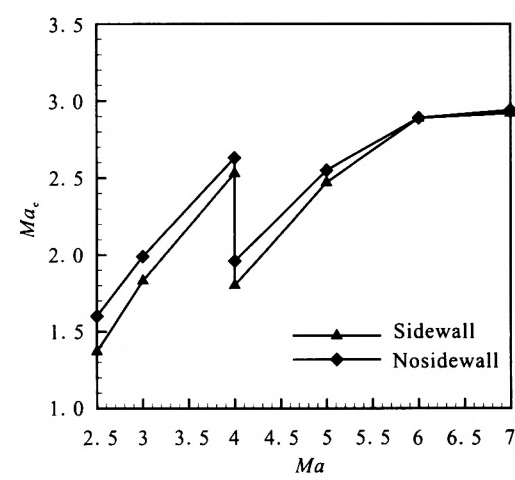
(a) 总压恢复系数



(b) 增压比



(c) 流量系数



(d) 出口马赫数

图 4 有/无挡板时进气道出口性能参数  
随来流马赫数的变化曲线

Fig. 4 Performance parameters versus incoming flow  
Mach number at exit of inlet with or without sidewall

由图 5 可以看出：带挡板时进气道的外压段波系结构基本保持了二维流动特征，高马赫数时挡板附面层影响其附近的顶板激波；无挡板时进气道绝大部分保持了二维特征，由于两侧溢流的原因，造成激波在两侧出现明显的三维流动特征且沿流向趋势加剧。

图 6 给出了  $Ma=6.0$  时典型位置的纵切面流场，左侧截面 (L) 紧靠对称面，右侧截面 (R) 紧靠最右侧侧板，展向距离  $\Delta z$  均为 0.25 mm。从对称面到最右侧，L 截面外压段的激波系基本保持了二维流场特点，第一道激波封口，但是 R 截

面的激波有明显不同：带挡板时，由于挡板附面层的作用导致外压段激波被抬起，第一道激波角变大并影响到了第二道和第三道激波结构；不带挡板时，最外侧的溢流导致第一道激波波角变小。

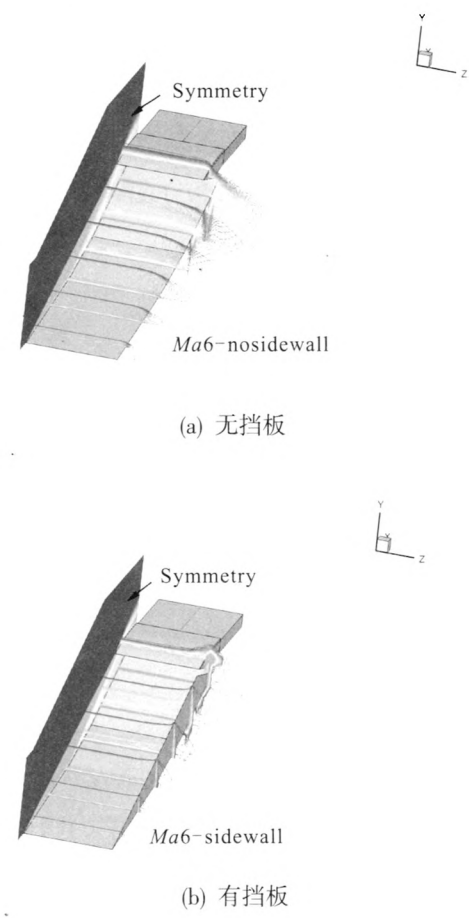
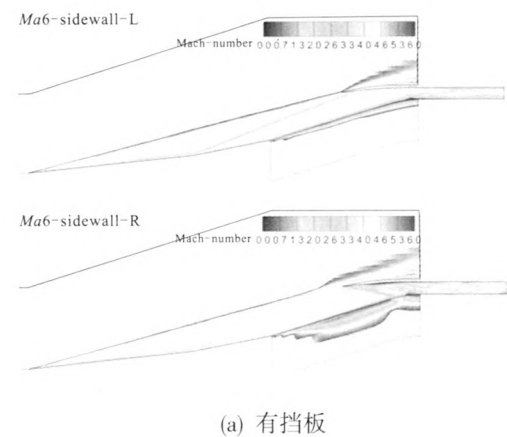
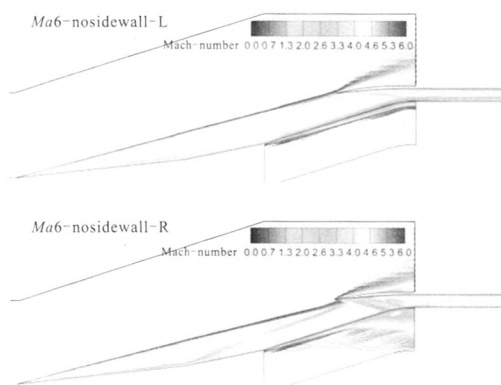


图 5  $Ma=6.0$  时进气道对称面和沿程横截面马赫数分布  
Fig. 5 Mach number distribution of symmetrical plane  
and each cross section of inlet as  $Ma=6.0$



(a) 有挡板

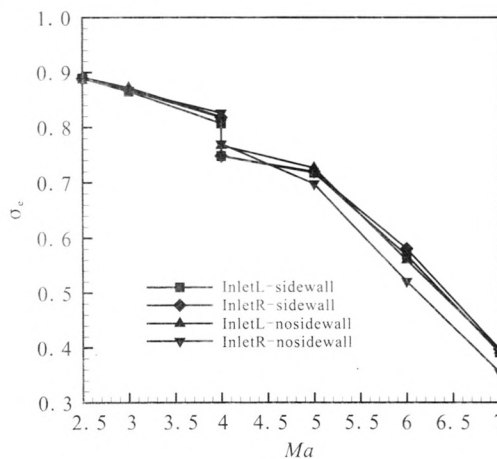


(b) 无挡板

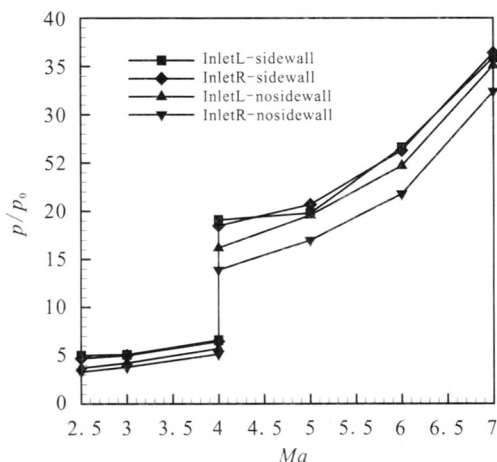
图 6  $Ma=6.0$  时进气道不同纵截面的马赫数分布Fig. 6 Mach number distribution at different longitudinal sections of inlet as  $Ma=6.0$ 

### 3.2 进气道左/右模块的性能与流场特征

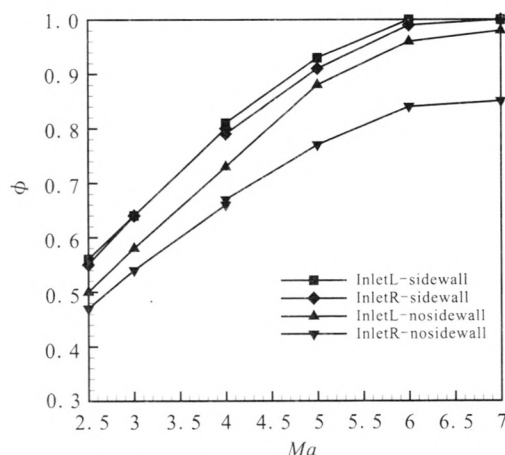
图 3 给出了四模块进气道的气动构型, 该模型左右对称, 对称面是中间的隔板。选取一半模型进行研究, 靠近对称面一侧为左模块 (inletL), 远离一侧为右模块 (inletR)。图 7 可以看出, 带挡板时进气道左/右模块出口性能基本相等。不带挡板时进气道左/右模块性能存在明显差别, 尤其是流量系数随着马赫数的增加差距不断增大,  $Ma=6.0$  时, 相对右模块, 左模块的增压比增大 13.3% 的同时总压恢复系数增大了 7.5%, 流量系数也增大了 14.3%。相对带挡板时的左/右模块, 不带挡板时右模块的溢流造成左模块的流量系数不断降低。以上说明, 挡板对左/右模块的性能影响明显。



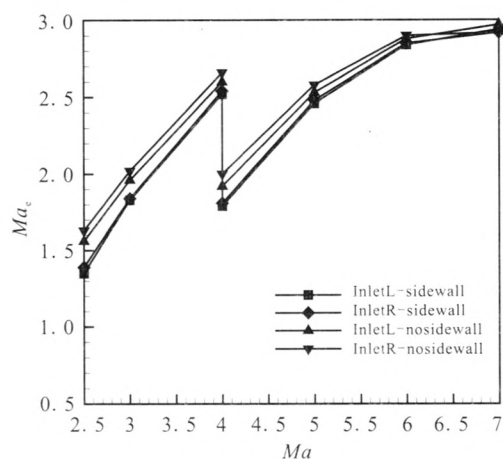
(a) 总压恢复系数



(b) 增压比



(c) 流量系数

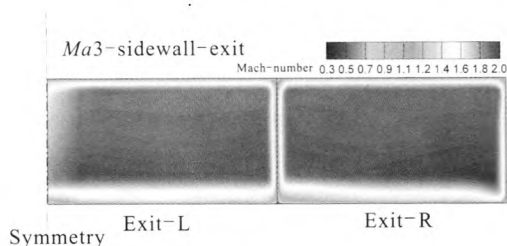


(d) 出口马赫数

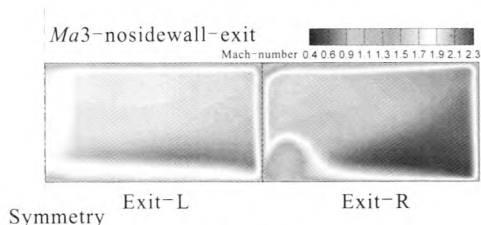
图 7 不同来流马赫数时左/右模块出口性能参数变化

Fig. 7 Performance parameters of left and right modules at outlet plane when incoming flow Mach number is different

图 8 给出典型马赫数时进气道出口截面的马赫数分布。带挡板时左/右模块很好地保持了二维特征, 出口马赫数分布基本对称, 均匀性良好。不带挡板时, 左模块基本保持了二维特性, 右模块出口左侧形成了一个明显的角涡。



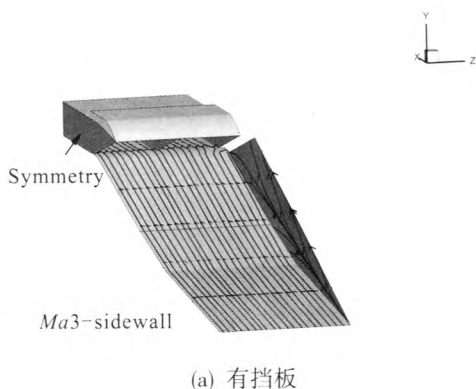
(a) 有挡板



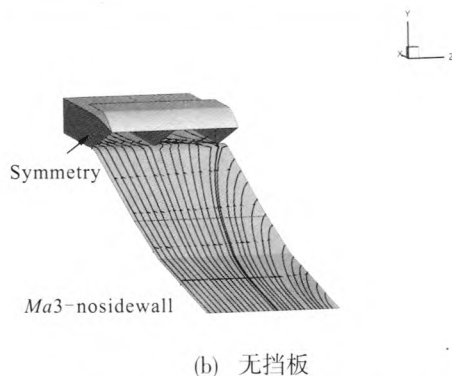
(b) 无挡板

图 8  $Ma=3.0$  时出口截面的马赫数分布  
Fig. 8 Mach number distribution in outlet cross-section as  $Ma=3.0$

分析上述现象形成原因, 图 9 给出了  $Ma=3.0$  时进气道壁面极限流线, 带挡板的进气道流动保持了二维特征, 外压段溢流从挡板、挡板和侧板之间流出。无挡板时, 外压段上越往后溢流越严重, 低马赫数时更加明显, 而且进入右模块内压段的气流开始向左偏折, 在隔板处汇聚形成了出口左侧的角涡 (图 8)。



(a) 有挡板



(b) 无挡板

图 9  $Ma=3.0$  时进气道壁面极限流线Fig. 9 Limit streamlines of inlet wall surface as  $Ma=3.0$ 

## 4 结论

在  $Ma=2.5\sim 7.0$  范围, 数值研究了挡板对设计的四模块二元变几何进气道性能和流场结构的影响, 得出以下结论:

1) 采用激波依次封口设计概念的部分顶板可调进气道, 在整个工作范围内具有高的流量捕获能力和较优的总体性能。带挡板的进气道  $Ma=2.5$  时流量系数高达 0.56, 设计点  $Ma=6.0$  时出口增压比和总压恢复系数分别为 26.5 和 0.574。

2) 带挡板时进气道外压段的激波系基本保持了二维特征, 不带挡板时两侧出现明显的三维特征, 此时压缩效率降低, 流量系数下降明显。在设计点, 相对带挡板进气道, 不带挡板时流量系数和出口总压恢复系数分别下降了 10.0% 和 5.7%。

3) 带挡板时进气道左/右模块性能基本相等, 不带挡板时进气道左/右模块差别明显。设计点时, 相对右模块, 左模块出口增压比增大 13.3% 的同时总压恢复系数增大了 7.5%。

4) 带挡板时左/右模块基本保持了二维特征, 出口均匀性良好。不带挡板时, 右模块出口左侧存在明显的涡流区。

### 参考文献:

- [1] FOSTER R W, ESCHER W J D, ROBINSON J W. Studies of an extensively axisymmetric rocket based combined cycle (RBCC) engine powered single-stage-to-orbit (SSTO) vehicle, AIAA 1989-2294[R]. USA: AIAA, 1989. (下转第 63 页)



## 4 结论

利用 Pro/E 软件的参数化设计和族表功能, 结合凹台阶接头的技术标准, 对不同材料和不同公称通径规格的台阶型导管连接件进行快速建模, 创建系列化台阶型导管连接件三维模型。在发动机设计过程中通过族表调用可以快速选择所需规格的凹台阶接头, 不需要重复建模, 提高了设计效率, 加快产品研制周期。对于发动机设计过程中其它的形状特征基本相同仅具体尺寸和参数不同的零件, 也可以采用这种方法进行三维建模, 统一建立系列化的三维模型, 直接提供设计人员使用。

### 参考文献:

- [1] 黄德臣, 孟宪丽. 机床夹具参数化标准件库的开发[J]. 装备制造技术, 2012 (12): 54-57.
- [2] 吴娜. 基于 Pro/E 的注塑模标准件库与模架库的开发[D]. 太原: 太原理工大学, 2012.
- [3] 翁剑成, 张赞. 基于 Pro/E 的组合夹具三维标准件库的建立[J]. 制造业自动化, 2011 (6): 30-33.
- [4] 杨雪春, 王海彬, 董懿琼. 基于 Pro/E 建立标准件库的方法[J]. 机床与液压, 2010 (1): 9-10.
- [5] 肖黎明. Pro/ENGINEER 野火版零件设计完全解析[M]. 北京: 中国铁道出版社, 2009.
- [6] 韩斌慧, 张群. 基于 SolidWorks 的 M24 丝锥实体造型[J]. 工具技术, 2009, 43(2): 83-84.
- [7] 韩玉芹, 朱育林. 基于 Pro/E 中的族表技术建立相似零件库[J]. 机电产品开发与创新, 2009 (3): 7-8.
- [8] 钟日铭. Pro/ENGINEER Wildfire 4.0 完全实例解析[M]. 北京: 机械工业出版社, 2008.
- [9] 黄洁琼, 杨浩泉, 李龙根. Pro/E 中注射模标准件库的参数化创建方法[J]. 上海第二工业大学学报, 2007(1): 17-20.
- [10] 沈斌, 麻连荣, 宫大. 基于 Pro/E 二次开发的零件参数化设计技术[J]. 机械设计与制造, 2007 (2): 40-42.
- [11] 李延锋, 赵韩, 董玉德. 应用 Pro/Intralink 建立产品数据管理系统研究[J]. 机械与电子, 2006, 20 (12): 66-69.
- [12] Parametric Technology Corporation. Pro/ENGINEER Wild-fire oneline help[M]. USA: PTC, 2003.
- [2] CZYSZ P A, LITTLE M J. Rocket based combined cycle engine (RBCC)-a propulsion system for the 21st century, AIAA1993-5096[R]. USA: AIAA, 1993.
- [3] EHRLICH C F. Early studies of RBCC applications and lessons learned for today, AIAA 2000-3105[R]. USA: AIAA, 2000.
- [4] KODERA M, OGAWA H, TOMIOKA S, et al. Multi-objective design and trajectory optimization of space transport systems with RBCC propulsion via evolutionary algorithms and pseudo spectral methods, AIAA 2014-0629[R]. USA: AIAA, 2014.
- [5] 吕翔. RBCC 推进系统总体设计方法研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2008.
- [6] 张蒙正, 张玫, 严俊峰, 等. RBCC 动力系统工作模态问题[J]. 火箭推进, 2015, 41(2): 1-6.
- [7] 金志光, 张堃元, 刘媛. 马赫数 4~7 的高超声速侧压式进气道气动设计与性能[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1201-1208.
- [8] VOLAND R T, ROCK K E, HUEBNER L D, et al. Hyper-X engine design and ground test program, AIAA 1998-1532 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [9] FALEMPIN F, SERRE L. French flight testing program LEA status in 2009, AIAA 2009-7227 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [10] BULMAN M, SIEBENHAAR A. The strutjet engine: exploding the myths surrounding high speed airbreathing propulsion, AIAA 1995-2475[R]. USA: AIAA, 1995.
- [11] KANDA T, TOMIOKA S, UEDA S, et al. Design of sub-scale rocket-ramjet combined cycle engine model, IAC-05-C4.5.03[R]. [S.l.]: IAC, 2005.
- [12] 刘晓伟. 火箭基组合循环(RBCC)动力宽适应用性进气道研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.
- [13] HASS N E, SMART M K, PAULL. A flight data analysis of Hyshot2, AIAA 2005-3354[R]. USA: AIAA, 2005.
- [14] 王翼. 高超声速进气道启动问题研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 52 页)

(编辑: 王建喜)