

# 宽马赫数二维曲面压缩高超声速进气道设计

南向军

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 为设计出工作范围为  $Ma$  2~7 的 RBCC 发动机进气道, 利用压升规律可控的二维曲面压缩设计方法, 以  $Ma$  6 为设计点设计了宽马赫数新型二元高超声速进气道气动型面, 采用前掠侧板减小了进气道的内收缩比, 在  $Ma$  4 以下采用顶板放气的方式来扩展进气道的工作范围。数值模拟研究了进气道的流场及性能, 发现采用曲面压缩设计的新二元进气道在  $Ma$  4~7 范围波系较少, 流场结构良好, 同时总压恢复较高, 流量捕获能力强。通过顶板放气可实现在  $Ma$  1.5~4 范围内正常工作, 放气量在 15% 以下。从流场和性能参数看, 曲面压缩进气道在  $Ma$  4 以上性能良好, 但在  $Ma$  4 以下流量捕获能力偏低。

**关键词:** 二元进气道; 曲面压缩; 宽范围; 顶板放气

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 01-0043-07

## Design of 2-D curved compression hypersonic inlet with wide Mach number range

NAN Xiang-Jun

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** Design method of 2-D curved compression with controlled pressure rise law is used to design a 2-D hypersonic inlet with wide operation range of  $Ma$  2-7 at design point of  $Ma$  6 for RBCC engine. A sweep forward side wall is used to reduce internal contraction ratio of inlet, and air bleeding slots are placed on top wall to expand operation range of inlet below  $Ma$  4. Three dimensional numerical simulation is conducted in the range of  $Ma$  1.5-7. The numerical results show that the new-type 2-D inlet with curved compression has less shock waves, good flow field structure and excellent performance in the range of  $Ma$  4-7. With air bleeding on top wall, it can operate well in the range of  $Ma$  1.5-4, and the air bleeding mass ratio is below 15%. Analysis turns out the curved compression inlet has high performance above  $Ma$  4, but low mass capture capability below  $Ma$  4.

**Keywords:** 2-D inlet; curved compression; wide operation range; bleeding on top wall

收稿日期: 2014-05-12; 修回日期: 2014-06-23

基金项目: 国家 863 项目(2012AA702308)

作者简介: 南向军 (1985—), 男, 博士, 研究领域为内流气体动力学

## 0 引言

火箭基组合循环发动机 (RBCC), 由火箭发动机和超燃冲压发动机融合而成, 兼顾了这两种发动机的优点, 因而更具优势。这种组合发动机有轴对称构型、矩形构型等类型。其中, 矩形流道的 RBCC 发动机主要分为两类, 一类采用支板火箭方案, 火箭位于侧压式进气道的侧板内, 如美国 Aerojet 公司的 Strujet 发动机<sup>[1]</sup>; 另一类采用火箭外置方案, 这种方案采用二元进气道, 如日本研究的 RBCC 发动机方案<sup>[2]</sup>。相比而言, 火箭外置方案在结构上易于实现。

由于带有火箭发动机, RBCC 发动机理论上具有大的工作范围、高的机动性。这就要求所采用的进气道必须具有宽马赫数范围工作的能力。二元高超声速进气道是一种重要的进气道类型, 设计方法成熟, 结构简单, 国内外对此进行了大量的数值及试验研究<sup>[3-6]</sup>。二元进气道已成功用于高超声速试验飞行器上, 如美国 2004 年进行飞行试验的 X-43A<sup>[7]</sup>和 2010 年进行试验飞行的 X-51A<sup>[8]</sup>试飞器。X-43A 在 2004 年 7 月和 10 月的飞行试验中, 分别达到  $Ma$  7 和  $Ma$  10, 飞行试验取得成功。X-51A 在 2010 年 5 月进行的一次飞行试验中, 成功加速至  $Ma$  5, 并飞行了 143 s, 这是目前人类在吸气式高超声速飞行技术方面取得的又一个具有重要意义的成就, 向工程实用迈了一大步。

对于采用多道斜激波压缩的二元进气道, 一般设计点多道激波交于唇口。当进气道工作于正攻角状态时会发生激波和激波相交, 出现滑移层, 这对进气道稳定工作不利。同时压缩面较长, 斜激波对来流马赫数较为敏感, 这些不足导致进气道在高马赫数和低马赫数下的性能相差较大。特别是流量系数, 在低马赫数下偏低。近几年来, 针对这些问题, 文献[9]研究了一种新的曲面压缩系统, 采用这种压缩系统可设计出压缩面较短, 同时对来流马赫数不敏感的新型进气道。此后, 二维曲面压缩进气道成为一个研究热点<sup>[10-11]</sup>。

本文针对矩形流道的 RBCC 发动机, 研究了

宽马赫数二元进气道的设计, 考虑到多波系压缩存在激波、激波相交及干扰等问题, 拟采用目前研究较热的曲激波理论来设计顶板压缩面, 通过顶板放气的手段扩大进气道的工作范围。期望能够得到工作范围尽可能宽的进气道设计方法。

## 1 进气道二维型面

二元高超声速进气道, 一般为混压式进气道, 可分为外压段和内压段。外压段采用多波系压缩, 内压段并无固定设计方法, 但内压段设计的优劣对进气道的性能及流场有很大影响。

以  $Ma$  6 为设计点, 采用曲面压缩面设计方法来设计外压缩面。选用反正切曲线规律作为压升规律, 这样设计的压缩面初始部分压缩弱, 有利于减弱前缘激波, 提高压缩效率<sup>[12]</sup>。考虑到进气道的最高工作马赫数达到 7, 前缘压缩角不宜过大, 取为  $4.5^\circ$ , 内压段采用直线加圆弧构造, 设计了新型二元进气道气动型面, 如图 1 所示。前缘至喉道长度与捕获高度之比为 4.44, 外压段长度和捕获高度之比为 3.36, 隔离段长度为喉道高度的 8 倍。进气道收缩比为 6.0, 满足压缩量要求, 内收缩比为 2.0。

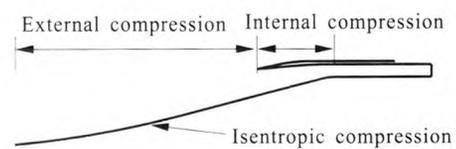


图 1 新型二元进气道几何构型

Fig. 1 Configuration of innovative 2-D inlet

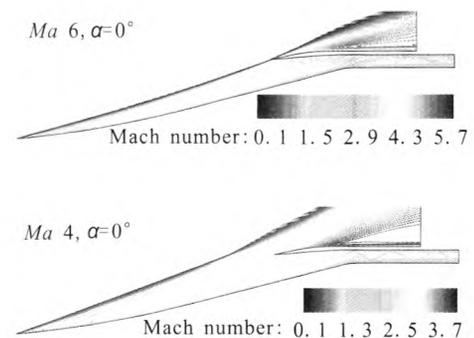


图 2 进气道设计点和接力点等马赫线图

Fig. 2 Mach contours at design and take-over points of inlet

在设计点  $Ma 6$  和接力点  $Ma 4$  进行了数值模拟, 流场如图 2 所示。设计点状态曲面压缩面形成了明显的弯曲激波, 并交于唇口, 经过唇口后产生了唇口激波。隔离段内有多道激波反射。接力点流场结构良好, 前缘激波面接近直线, 离唇口距离小, 溢流量小。

## 2 进气道气动构型

以  $Ma 6$  为设计点的定几何进气道难以在  $Ma 4$  以下正常工作, 故宽范围进气道在  $Ma 4 \sim 7$  范围采用定几何型面,  $Ma 4$  以下采用放气槽辅助起动。对于二元进气道, 三维模型和二维的一个主要区别在于侧板。由于唇口截面收缩比为 2.0, 远大于进气道在接力点  $Ma 4$  自起动时对应的内收缩比, 故侧板宜采用类似 X-51A 的前掠构型, 以减小三维进气道的内收缩比。采用这种侧板, 当进气道在低马赫数下工作时, 通过两侧溢流, 降低最低工作马赫数。特别是当进气道不起动时, 内压段进口处分离流可从两侧溢出, 利于起动。

由二维数值模拟可知, 在  $Ma 4$  状态进气道唇口截面马赫数约为 3.3。经过唇口激波后, 气流马赫数降至 2.6 左右。自起动极限收缩比  $CR_l$  计算公式为

$$CR_l = M_c^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \sqrt{\frac{\gamma+1}{2+(\gamma-1)M_c^2}} \cdot \left[ \frac{\gamma+1}{2\gamma M_c^2 - (\gamma-1)} \right]^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

式中  $M_c$  为内压段入口马赫数。

以  $Ma 2.6$  计算, 极限收缩比为 1.33, 按该参数确定了侧板构型, 应当可确保进气道在  $Ma 4$  自起动, 最终的进气道三维型面如图 3 所示。



图 3 进气道模型气动型面

Fig. 3 Aerodynamic surface of inlet model

进气道工作于  $Ma 4$  以下时会出现不起动。对于混压式进气道, 不起动问题是由于存在内压段导致的。且一般为软不起动, 即由分离引起的

不起动。故在分离包处设置放气槽可有效改善起动性能、扩大工作范围。此外, 进气道工作范围大, 激波诱导分离的位置并不固定, 因而在顶板压缩面沿流向设置放气槽。根据该原理, 在进气道内压段的顶板压缩面上设置了 6 道放气槽, 流动方向和壁面夹角为  $26^\circ$ , 如图 4 所示。期望通过该放气措施扩大进气道工作下限至  $Ma 2$  附近。

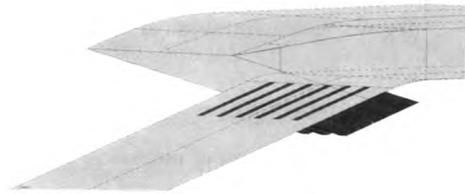


图 4 放气槽位置及构型

Fig. 4 Position and configuration of air bleeding slots

放气槽长度取为捕获高度的 42%, 基本可以覆盖不起动状态的大部分分离区。为了控制放气量, 可在放气槽出口设置开关, 当飞行马赫数达到 4 时, 将放气槽关闭。

## 3 进气道流场及性能分析

### 3.1 数值模拟方法

三维进气道没有带前体, 按理想情况进行模拟, 即来流为均匀流, 数值模拟时将两侧均设置为对称面。由于进气道为对称结构, 故只对一半流场进行模拟, 采用 ICEM 软件进行网格划分, 最终的网格如图 5 所示, 总网格量约为 105 万。

采用商业软件 FLUENT 进行了三维数值模拟, 紊流采用标准  $k-\epsilon$  模型模拟, 壁面采用标准壁面函数计算, 粘性采用苏士兰公式计算, 边界条件采用压力远场和压力出口条件。当残差下降至  $10^{-3}$  次后, 进出口流量差和进口流量之比小于 0.005 时认为收敛。来流条件见表 1, 其中  $Ma_0$  为来流马赫数,  $p_0$  为来流静压,  $T_0$  为来流静温,  $q_\infty$  为动压。

### 3.2 $Ma 4 \sim 7$ 范围性能分析

进气道在  $Ma 4 \sim 7$  范围内采用定几何构型, 在该范围内对进气道进行了三维数值模拟, 得到

了进气道在该马赫数范围的流场结构。

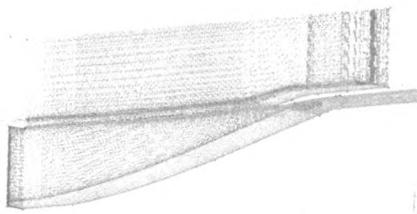


图5 进气道计算网格

Fig. 5 Simulation mesh of inlet

表1 数值模拟来流条件

Tab. 1 Free stream condition of numerical simulation

$Ma_0$	$p_0/\text{Pa}$	$T_0/\text{K}$	$q_v (\times 10^4 \text{ Pa})$
4	8 849.7	216.65	9.91
5	4 374.6	218.08	7.66
6	2 188.4	222.54	5.51
7	1 616.2	224.53	5.54

图6为接力点  $Ma 4$  状态的流场结构, 前缘曲激波偏离唇口, 唇口激波打在喉道前, 基本和侧板前缘平行, 内压段和隔离段内激波较弱。由激波位置分析, 仅前缘激波造成一定溢流, 这优于多波系二元进气道。在  $4^\circ$  攻角状态下, 波系变化不明显, 仅唇口激波略有靠前。这表明曲激波对攻角不敏感, 这是曲激波一个重要的优势。

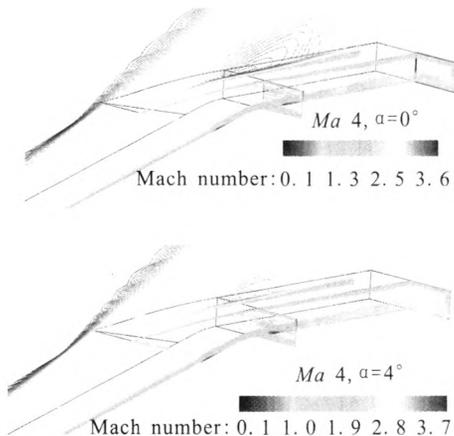


图6  $Ma 4$  状态流场结构

Fig. 6 Flow field structure of inlet at  $Ma 4$

图7为设计点  $Ma 6$  流场, 在  $0^\circ$  攻角状态, 前缘曲激波贴于唇口, 无溢流, 唇口激波打在喉道略前, 抵消了该区域的部分膨胀。同时将气流方向调整至接近来流方向, 从而确保内压段具有良好的流场。带  $4^\circ$  攻角后, 波系结构变化不明显, 仅两道主要的激波位置略有变化, 前缘曲激波略偏离唇口, 唇口激波略有靠前。从波系变化情况看, 设计点波系对攻角依然不敏感。

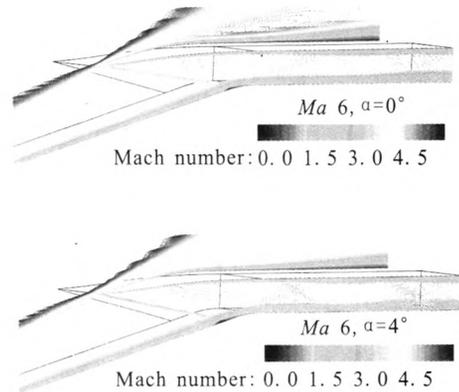


图7  $Ma 6$  状态进气道流场

Fig. 7 Flow field of inlet at  $Ma 6$

图8为超额定状态  $Ma 7$  的流场结构。由于进气道以  $Ma 6$  为设计点, 故在该状态, 前缘激波打在唇口以内, 并在唇口板上反射, 之后打在喉道截面略后, 该激波导致壁面附近产生了3倍的静压升, 过大的逆压力梯度引起喉道附面层发生小面积分离, 如图9所示。而在  $4^\circ$  攻角状态(图10), 前缘激波及其反射激波向前移动, 反射激波打在喉道的位置前移, 从而喉道附近附面层没有发生分离, 流场优于  $0^\circ$  攻角状态。由数值结果可知, 这道反射激波仅产生了2.2倍的静压升。较小的逆压力梯度不足以引起附面层分离。

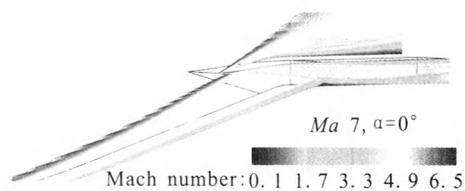


图8  $Ma 7$  状态进气道流场

Fig. 8 Flow field of inlet at  $Ma 7$

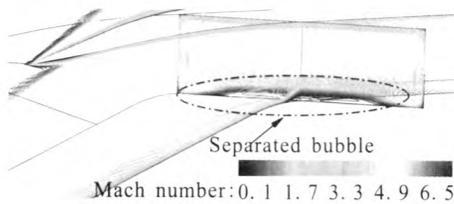


图 9  $Ma 7$  状态喉道附近流场  
Fig. 9 Flow field near throat at  $Ma 7$

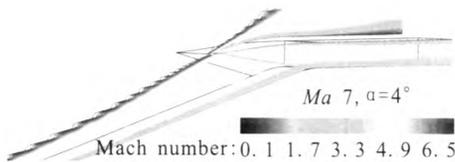


图 10  $Ma 7, 4^\circ$  攻角状态流场  
Fig. 10 Flow field of inlet at  $Ma 7$  with  $4^\circ$  attack angle

### 3.3 $Ma 4$ 以下性能分析

以  $Ma 2.5$  为特征点来确定放气槽的尺寸, 选取不同的放气槽宽度设计了三个方案, 分别开展了数值模拟。三种放气槽宽长比分别为 0.025、0.0375 和 0.05。数值模拟表明, 当放气槽宽长比为 0.05 时,  $Ma 2.5$  具有良好的流场, 如图 11 所示, 进气道内压段形成了一斜一正的波系结构, 正激波位于放气区域。经过放气后, 附面层基本放出, 流场结构改善。 $Ma 2.0$  状态的流场和  $Ma 2.5$  相似 (图 12)。

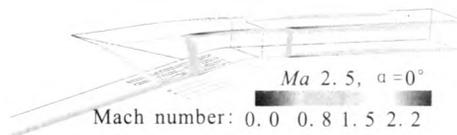


图 11  $Ma 2.5$  状态进气道流场  
Fig. 11 Flow field of inlet at  $Ma 2.5$

为了确保进气道在  $Ma 2$  能正常工作, 设计时需考虑一定的裕度, 故在  $Ma 1.5$  状态也进行了数值模拟, 如果进气道可在  $Ma 1.5$  正常工作, 则可确保其  $Ma 2 \sim 7$  的工作范围。

$Ma 1.5$  状态的流场如图 13 所示。可见, 当来流马赫数低到一定程度, 曲面压缩面的流场发生明显变化, 形成一弱一强一正的波系结构。分

析可知, 较低来流马赫数经过前缘激波后, 进一步降低, 在曲面的压缩下继续压缩, 由于压缩面较长, 来流马赫数降至 1 后仍然有压缩, 过长的压缩面导致该处形成一道强激波, 将气流减至亚声速, 之后形成一个小面积的加速区, 在唇口附近形成一道弱的正激波。以  $Ma 6$  为设计点设计的压缩面明显不适用于  $Ma 1.5$ , 从而形成这种复杂的流场。但对于进气道而言, 这种波系可以正常工作。强激波的形成也可能对进气道的压缩效率有利, 因为其强度低于正激波。

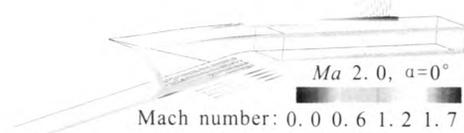


图 12  $Ma 2.0$  状态进气道流场  
Fig. 12 Flow field of inlet at  $Ma 2.0$

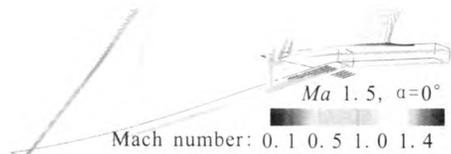


图 13  $Ma 1.5$  状态流场结构  
Fig. 13 Flow field of inlet at  $Ma 1.5$

### 3.4 总体性能分析

数值模拟获得了进气道在  $Ma 1.5 \sim 7$  范围的性能参数, 如图 14 ~ 图 16 所示。其中  $\Phi$  为流量系数,  $\Phi_b$  为放气量系数,  $\sigma$  为总压恢复系数。下标 “th” 表示喉道截面, “ex” 表示隔离段出口截面。可见, 随来流马赫数增大, 流量系数逐渐增大, 且在  $Ma 4$  以下具有较好的线性度。在  $Ma 4 \sim 7$  范围捕获能力较强, 流量系数较高, 在  $Ma 1.5 \sim 3.5$  范围内进行了放气, 放气量 ( $\Phi_b$ ) 在  $Ma 2.5$  状态达到最大, 约为 15%。

由流量系数变化曲线看, 进气道在低马赫数下能正常工作捕获的进气量是有限的。结合马赫数变化曲线可知, 在  $Ma 2.5$  以下, 隔离段出口已是堵塞状态。对于定几何进气道而言, 流道中会产生堵塞, 从而限制了进气道在低马赫数的捕获能力。因此, 如需提高进气道的捕获能力, 需采

用变几何设计。

在  $Ma$  1.5~7 范围内进气道的压缩量具有较好的线性度, 而总压恢复变化规律不明显, 在  $Ma$  3 和  $Ma$  3.5 之间存在明显跳跃。分析流场可知, 进气道在  $Ma$  3.5 以上和以下波系结构有明显区别, 在  $Ma$  3.5 以上流场中不存在正激波, 而在  $Ma$  3.5 以下流场中出现正激波, 这是导致总压恢复变化出现跳跃的原因。从性能参数看, 虽然进气道在低马赫数下形成了强激波、正激波, 但其压缩效率处于很高水平,  $Ma$  2 以下在 0.93 以上。

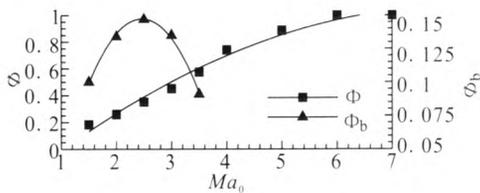


图 14 流量系数及放气量随来流马赫数变化

Fig. 14 Variation of mass capture ratio and air bleeding mass ratio with Mach number of free stream

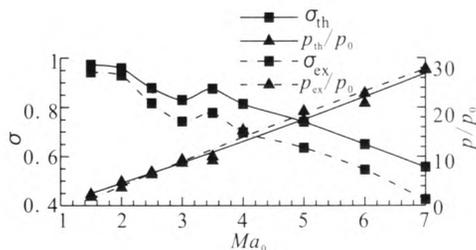


图 15 总压恢复及增压比随来流马赫数变化

Fig. 15 Variation of total pressure recovery and compression ratio with Mach number of free stream

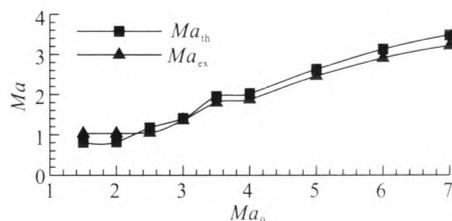


图 16 喉道及出口马赫数随来流马赫数变化

Fig. 16 Variation of Mach number of throat and isolator exit with Mach number of free stream

## 4 结论

采用曲面压缩技术设计了二元高超进气道气动型面, 该进气道在  $Ma$  4~7 范围为定几何构型, 在  $Ma$  4 以下采用放气槽实现进气道正常工作。通过数值模拟研究了进气道在  $Ma$  1.5~7 范围的流场结构及总体性能。初步得到如下结论:

1) 采用曲面压缩系统设计的进气道在  $Ma$  4~7 范围内波系结构简单, 流场结构良好, 总体性能较优。

2) 顶板压缩面上设置放气槽可使进气道在  $Ma$  1.5~4 之间正常工作, 放气量在 15% 以内。

3) 曲面压缩进气道在较低的超声速来流马赫数下会形成一弱一强一正的波系结构, 但仍具有很高的压缩效率。

4) 定几何进气道在  $Ma$  4 以下, 流量捕获能力较低。

## 参考文献:

- [1] SIEBENHAAR A, BULMAM M J, BONNAR D K. Strutjet rocket based combined cycle engine[R]. USA: NASA, 1999.
- [2] TERSUO H, KATSUHIRO I, SHIGERU S, et al. Recent progress in scramjet/ combined cycle engines at JAXA, kakuda space propulsion center, AIAA 2006-555 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [3] SUSUMU H, DOYLE K. Numerical analysis and optimization of two-dimensional hypersonic inlets, AIAA 2004-856[R], USA: AIAA, 2004.
- [4] 梁德旺. 二元高超声速进气道设计体系及优化[C]//2005 年高超声速进气道技术交流(研讨)会论文集. 南京: [s. n.], 2005.
- [5] 徐旭, 蔡国飙. 超燃冲压发动机二维进气道优化设计方法研究[J]. 推进技术, 2001, 22(6): 468-472.
- [6] 张晓嘉, 梁德旺, 李博, 等. 典型二元高超声速进气道设计方法研究[J]. 航空动力学报, 22(8): 1290-1296.
- [7] VOLAND R T, ROCK K E, HUEBNER L D, et al. Hyper-X engine design and ground test program, AIAA-98-1532 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [8] JOSEPH M H, JAMES S M, RICHARD C M. The X-51A scramjet engine flight demonstration program, AIAA

- 2008-2540[R]. USA: AIAA, 2008.
- [9] 潘瑾, 张堃元, 金志光. 弯曲激波压缩型面的设计及数值分析[J]. 推进技术, 2008, 29(4):438-442.
- [10] 张林, 张堃元, 王磊, 等. 基于壁面马赫数梯度的高超声速弯曲激波二维进气道数值研究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 752-758.
- [11] 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.
- [12] 南向军, 张堃元, 金志光. 基于反正切曲线压升规律设计高超内收缩进气道 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2571-2577.
- [13] 杜炜强, 吴宝元. 高超声速进气道优化设计初探[J]. 火箭推进, 2007, 33(6): 17-21.
- [14] 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.
- [15] 贺武生. 超燃冲压发动机研究综述[J]. 火箭推进, 2005, 31(1): 29-32.
- [16] 侯早, 王福民, 旷武岳. 冲压发动机超声速进气道研究进展[J]. 火箭推进, 2008, 34(5): 31-34.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 22 页)

## 参考文献:

- [1] 吴荣仁, 陆君毅. 飞轮的超速和飞裂试验研究[J]. 机电工程, 1993 (4): 28-30.
- [2] 窦唯, 褚宝鑫. 支承总刚度对泵转子临界转速及稳定性影响[J]. 火箭推进, 2014, 40(1): 30-38
- [3] 高兴, 黄科, 段浩. 高速叶轮的塑性变形特性分析[J]. 鱼雷技术, 2013 (1): 14-19.
- [4] BATHE K J. Finite element procedures in engineering analysis[M]. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1982.
- [5] 钟一谔. 转子动力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 1987.
- [6] WU Jia-jang. Prediction of lateral vibration characteristics of a full-size rotor-bearing [J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2007 (43): 803-816.
- [7] 窦唯. 液体火箭发动机涡轮泵转子密封系统动力稳定性研究[J]. 宇航学报, 2013, 34(12): 1557-1568.
- [8] NELSON H D, MCVAUGH J M. The dynamics of rotor-bearing systems using finite elements [J]. Journal of Engineering for Industry, 1976, 98 (2): 593-600.
- [9] 窦唯, 刘占生. 液体火箭发动机涡轮泵转子弯扭耦合振动研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(4): 17-25.
- [10] 郭维, 白东安. 液体火箭发动机用超低比转速离心泵优化设计[J]. 火箭推进, 2011, 37(5): 21-25.
- [11] 黄智勇, 李昌免, 黄红. 高工况涡轮泵轴系状态对工作可靠性的影响[J]. 火箭推进, 2007, 32(1): 32-35.
- [12] 白东安, 段增斌, 张翠儒. 涡轮泵端面密封性能与漏气量影响研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(1): 38-42.

(编辑: 陈红霞)