

文章编号: 1000-8055(2009)01-0104-06

移动唇口变收缩比侧压式进气道 反压特性和自起动性能

潘 瑾, 张堃元

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 在来流马赫数为 3.85 条件下,开展了移动唇口可变收缩比侧压式进气道反压特性和自起动性能风洞实验.研究了不同内收缩比条件下,侧压式进气道抗反压性能和起动性能.实验结果表明:在正常工作条件下,侧压式进气道内收缩比大小影响其抗反压能力,内收缩比 1.19 的侧压式进气道能抗 23.42 倍反压,内收缩比 1.24 的侧压式进气道能抗 26.44 倍反压,内收缩比较大的进气道抗反压能力强;不能自起动的侧压式进气道,通过移动唇口减小其内收缩比,可以顺利实现自起动.

关 键 词: 侧压式进气道; 可变内收缩比; 超声速; 自起动; 反压; 风洞实验

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Study on back pressure and self-starting characteristics for side wall-compression inlet with variable internal contraction ratio by moving cowl

PAN Jin, ZHANG Kun-yuan

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: An experimental study was performed at Mach 3.85 wind tunnel about back pressure and self-starting characteristics for sidewall-compression inlet with variable internal contraction ratio. The results show that, the internal contraction ratio has effects on back pressure characteristics of sidewall-compression inlet; the inlet with internal contraction ratio 1.19 can withstand a maximum back pressure of 23.42 times static pressure; the inlet with internal contraction ratio 1.24 can withstand a maximum back pressure of 26.44 times static pressure; The sidewall-compression inlet can realize self-starting by moving cowl backwards.

Key words: sidewall-compression inlet; variable internal contraction ratio; supersonic; self-starting; back pressure; wind tunnel experiment

超燃冲压发动机是高超声速飞行器理想的动力装置,主要由进气道(带隔离段)、燃烧室和尾喷管构成.进气道是超燃冲压发动机的关键部件之一,目前国内外主要是围绕如何提高进气道性能进行了大量地研究^[1-5].进气道起动是超燃冲压发

动机能够正常工作的前提,来流马赫数过低、内收缩比过大、反压过高,均有可能导致进气道不起动,从而影响发动机正常工作.进气道的每个内收缩比都对应不同的起动马赫数^[6],内收缩比过大,当前飞行马赫数低于起动马赫数时,就会造成进

收稿日期:2008-05-05; 修订日期:2008-09-16

基金项目:国家 863 计划(2003AA723020)

作者简介:潘瑾(1968-),女,江西鄱阳人,工程师,博士生,研究领域为内流气体动力学. E-mail: pbrj@163.com

气道不起动,进气道设计时就应该考虑到,尽量避免发生。但外界扰动,如燃烧室燃料喷射等,造成反压过高,在任何来流马赫数下均可以导致进气道不能自启动。目前关于进气道起动性能研究,一是从进气道自身的几何构型出发^[7-8],二是考虑外部来流条件的影响^[9-10]。从目前的研究现状看,人们对进气道如何实现自启动的方法研究较少,本文采用移动唇口的方法调节进气道的内收缩比,研究侧压式进气道的自启动特性,希望找到一种简易可行的改善进气道自启动性能的方法。

1 移动唇口的作用

采用可移动唇口以改变进气道的内收缩比,可以解决进气道的几乎所有的不起动问题:

- 1) 初始时将唇口移动到喉道位置,内收缩比置 1,随超声速飞行马赫数的增加逐渐前移唇口而增加内收缩比,这样进气道就不存在起动问题。
- 2) 通过调节唇口位置,可以改变进气道的起动马赫数,从而大大提高了进气道对飞行条件改变的适应性。
- 3) 一个一定内收缩比已起动的进气道,由于某种干扰,例如反压的突然升高造成进气道不起动,可以通过唇口快速后移降低内收缩比来实现“再”起动。
- 4) 一个一定内收缩比已起动的进气道,当由于某种原因,例如飞行姿态急剧改变造成进气道不起动、飞行器飞行马赫数降低而使进气道陷入不起动,都可以通过唇口快速后移降低内收缩比来实现“再”起动。

以上列举的几种情况大致可以归结为反压引起的不起动和马赫数过低的不起动两大类,本文所进行的实验研究也是围绕这两方面的起动问题而进行的。

2 实验模型和风洞

选取一个典型的三维压缩侧压式进气道气动构型作为本文的研究对象。这是南航近几年研究的一种进气道气动布局,风洞实验表明,这种布局方式能获得较好的总体性能。该模型是双楔顶压+侧板中置的侧压式进气道,其气动布局如图 1 所示,压缩角分别为 6°和 4.9°,侧板开始于两顶板衔接处,其后掠角为 30°,几何压缩角为 6.3°。模型喉道后带有长高比 4 的等直隔离段。在模型通道内,沿顶板中心线、唇口底板中心线及侧板隔

离段中心高度处布置了静压测孔,隔离段出口有一总压耙和节流活门调节反压。

实验在南京航空航天大学马赫数为 3.85 的小型超声速风洞进行。风洞采用高压气源与下游真空泵联合运作方式,高压气源压力为 0.7 MPa,净化后的空气进入前室、喷管、实验段,经下游扩压器排入真空舱及真空泵组。风洞实验段横截面积为 100 mm × 100 mm,来流马赫数为 3.85,比热比 1.4,来流总压 0.7 MPa,总温 290 K,单位雷诺数为 $4.0 \times 10^7 / \text{m}$,可以稳定工作 2 min 左右,用 TSI96 多通道精度 0.05 % 电子压力扫描阀测量全部压力数据,采用双镜反射式纹影仪观察记录模型外流场的波系。

为了在风洞外准确地前后移动唇口,以改变进气道内收缩比,设计了图 2 所示的实验进气道装置,它的最大特点是进气道唇口板可以在带密封的滑槽内前后移动,从而达到改变进气道内收缩比的目的。唇口通过钢丝软轴连接到风洞壁外,由螺纹调节软轴位移,唇口位置通过标尺实现精确定位。

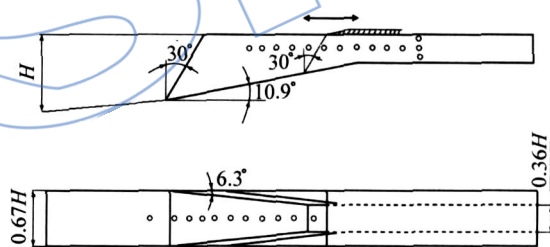


图 1 模型进气道气动布局

Fig. 1 Scheme of the model inlet

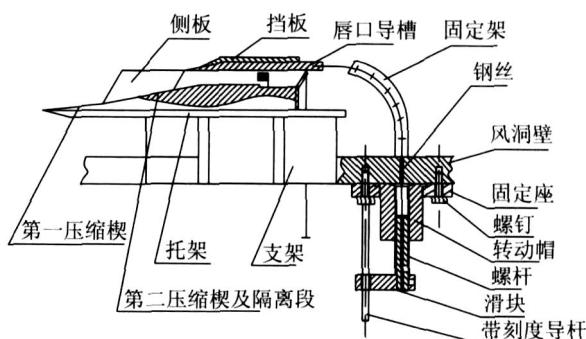


图 2 实验模型总装图

Fig. 2 Assembly drawing of the model

实验证明通过以上的简单机械调节方法改变进气道内收缩比是成功的。图 3 是实验模型的实物照片。

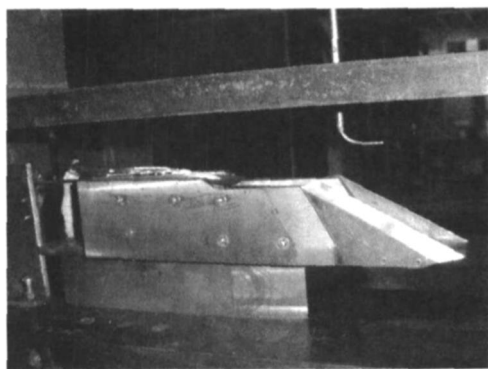


图3 实验模型照片

Fig. 3 Photo of the model inlet

3 实验过程

模型唇口可沿唇口导槽前后移动,它由前面所述机械装置调节并精确定位以实现不同的内收缩比.为详细地了解进气道内收缩比变化时侧压式进气道自起动特性,实验在5个不同的进气道内收缩比 R_{ic} 下进行,即: $R_{ic} = 1.19, 1.24, 1.28, 1.33, 1.37$.

实验分两阶段进行,第一阶段是在一固定的内收缩比下,即 $R_{ic} = C$,调节出流截面活门的开度以改变反压,实验模型从出口零反压开始逐渐增加反压直到进气道出现不起动,然后逐渐降低反压使进气道又重新起动,研究不同内收缩比下的进气道因反压导致的不起动-再起动特性.由于模型的唇口可调,因此很容易就实现了5种内收缩比的侧压式进气道因反压过大而引起的“起动-不起动-再起动”特性实验研究.

实验的第二阶段是利用可移动唇口,用减小内收缩比的办法实现一个本来不能自起动的进气道从不起动到起动的过程.

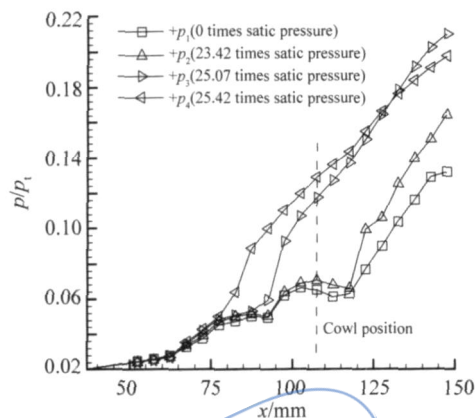
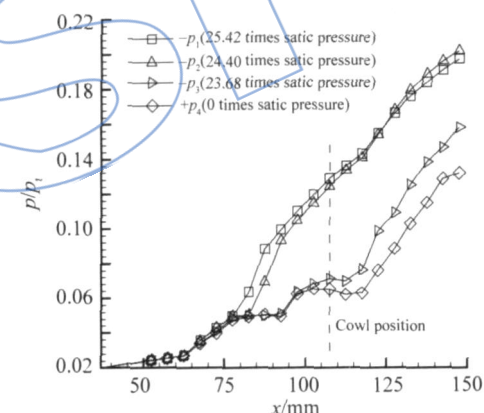
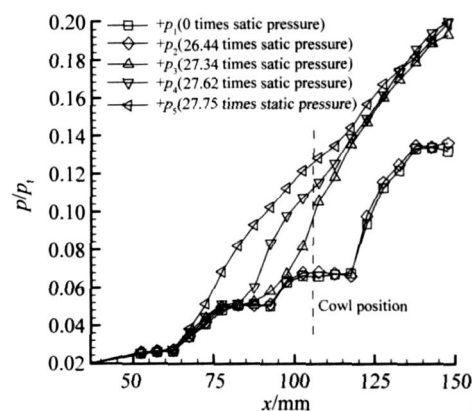
风洞连续运行时间约2 min,因此有足够的时间改变进气道的反压或调节唇口位置改变进气道的内收缩比.实验中每一个状态均用电子压力扫描阀记录下各测点的静压、出口截面及来流的皮托压力,用双镜纹影仪观察流场,并拍摄侧压式进气道唇口前波系的纹影照片.

4 实验结果和分析

4.1 反压对进气道性能影响

图4至图9是实验测得的反压变化引起的顶板中心线静压分布.图中纵坐标以来流总压无因次化,横坐标表示测点离进气道入口的距离,虚线则大致代表了进气道唇口的位置.其中图4、图6

及图8中 $+p_1$ 线表示调节活门完全打开进气道未加反压时的顶板中心线静压分布;其余各线分别按下标数字顺序表示反压不断升高顶板中心线静压分布,数字最大的下标表示反压无穷大,也就是调节活门完全关闭时顶板中心线静压分布.

图4 $R_{ic} = 1.19$ 反压增加顶板中心线压力分布Fig. 4 $R_{ic} = 1.19$ topwall pressure distribution for back pressure increase图5 $R_{ic} = 1.19$ 反压降低顶板中心线压力分布Fig. 5 $R_{ic} = 1.19$ topwall pressure distribution for back pressure decrease图6 $R_{ic} = 1.24$ 反压增加顶板中心线压力分布Fig. 6 $R_{ic} = 1.24$ topwall pressure distribution for back pressure increase

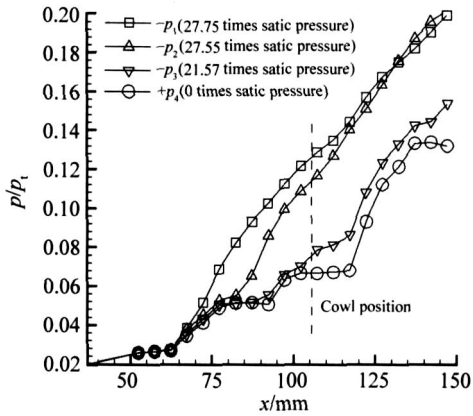
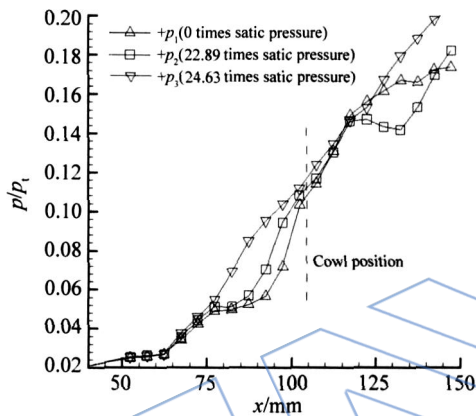
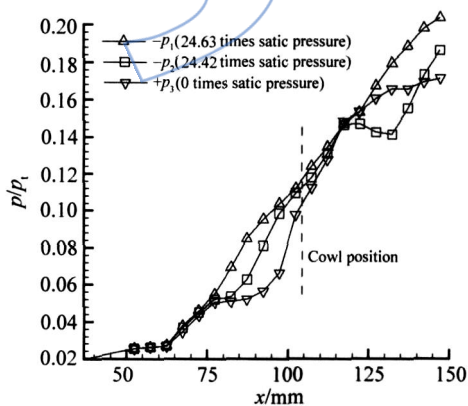
图 7 $R_{ic} = 1.24$ 反压降低顶板中心线压力分布Fig. 7 $R_{ic} = 1.24$ topwall pressure distribution for back pressure decrease图 8 $R_{ic} = 1.28$ 反压增加顶板中心线压力分布Fig. 8 $R_{ic} = 1.28$ topwall pressure distribution for back pressure increase图 9 $R_{ic} = 1.28$ 反压降低顶板中心线压力分布Fig. 9 $R_{ic} = 1.28$ topwall pressure distribution for back pressure decrease

图 5、图 7 及图 9 中 $-p_1$ 线则表示反压无穷大时顶板中心线静压分布,其余各线分别按下标数字顺序表示反压不断降低也就是调节活门逐渐打开,顶板中心线静压分布,数字最大的下标代表的是反压撤除即调节活门完全打开时顶板中心线

静压分布。

进气道初始不加反压时,唇口前顶板上气流受一、二级楔压缩沿流向顶板压力平缓上升,但隔离段内顶板压力变化剧烈,这与侧压式进气道隔离段内复杂的波系结构有关。缓慢关闭调节活门,进气道反压逐渐升高,为了平衡此压升,隔离段内形成激波串。随着反压继续升高,隔离段内激波串逐渐前移,侧压式进气道顶板压力急剧变化的起始点也前移。当反压升高到一定值,该压升起始点在移动到侧板肩点附近向前迅速越过唇口,在唇口前出现急剧的升压,进气道不起动。此时的反压即为在该收缩比下,进气道能承受的最大反压。

由图 4 $+p_1$ 、 $+p_2$ 两条压力曲线可见,反压稍有升高,就影响到进气道的内部流场,顶板中心线静压分布就有明显的变化,而从图 6 可以看到,反压升高后, $+p_1$ 、 $+p_2$ 两条压力曲线几乎重叠在一起,说明进气道内流场波系结构没有大的变化,可见不同内收缩比的进气道对反压初始变化的敏感性不同。

图 5、图 7 反映反压降低进气道顶板中心线静压分布,可以发现,不起动的进气道随反压降低,顶板上已出现的分离包逐渐向进气道下游移动。

再看图 8 的 $+p_1$ 线,可以发现,不加反压时,内收缩比 $R_{ic} = 1.28$ 的侧压式进气道顶板中心线静压在唇口前就急剧变化。还可以观察到,反压的升高对顶板中心线静压急剧增大的起始点几乎没有影响,只不过使得顶板上唇口前小部分区域压力变化更加剧烈。

由图 9 可以发现,进气道反压降低,内收缩比 $R_{ic} = 1.28$ 的侧压式进气道顶板中心线静压在唇口前就急剧变化。反压的减小对顶板中心线静压急剧变化起始点同反压增加时一样几乎没有影响,只不过使得顶板上小部分区域压力变化更加剧烈。反压降低使得顶板中心线静压分布稍趋平缓。整个过程中,侧压式进气道顶板中心静压的变化都集中在唇口前。

图 10 是内收缩比 $R_{ic} = 1.19$ 侧压式进气道不加反压起动时纹影照片,除唇口波清晰可见,由溢流窗溢流而引起的溢流激波也清晰可辨。

实验中,内收缩比为 $R_{ic} = 1.19$ 和 $R_{ic} = 1.24$ 的侧压式进气道均能实现自起动,但不同内收缩比的侧压式进气道抗反压能力不同, $R_{ic} = 1.19$ 的侧压式进气道能抗 23.42 倍反压, $R_{ic} = 1.24$

的侧压式进气道能抗 26.44 倍反压。



图 10 $R_{ic} = 1.19$ 模型进气道纹影照片

Fig. 10 Schlieren photograph of $R_{ic} = 1.19$ model inlet

4.2 自启动过程中的迟滞现象

本次实验成功模拟了因反压过大导致进气道不起动而当撤除反压进气道又再次起动的这一过程。如图 4 至图 5 所示,当隔离段出口未施加反压时 ($+p_1$ 状态),进气道处于起动状态。增加反压至 $+p_2$ 状态,进气道到达临界状态。继续增加反压至 $+p_3$ 状态,进气道不起动。此时,减小反压,进气道回到临界状态。继续减小反压,顶板压缩面上的大面积分离逐渐消失,进气道再次起动。进一步减小反压至完全撤除状态 ($+p_1$ 状态),进气道又回复到刚开始的起动状态。进气道的这种由起动到不起动又再次起动的过程表明,该内收缩比的侧压式进气道在 $Ma = 3.85$ 下能够自启动。

图 11 和图 12 分别是内收缩比为 $R_{ic} = 1.19$ 和 $R_{ic} = 1.28$ 的侧压式进气道顶板上, x 坐标在唇口附近静压测点 14, 15, 16 和静压测点 10, 11, 12 的静压 (以来流总压无因次化), 在反压逐渐增加到减小最后完全撤除的实验过程中随时间的变化。图 11 中顶板压力曲线变化基本是对称的, 随反压增加测点压力增加, 随反压减小测点压力均逐渐减小。

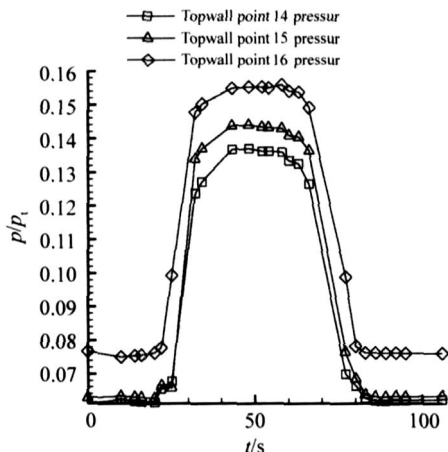


图 11 $R_{ic} = 1.19$ 顶板上定点静压随时间变化

Fig. 11 $R_{ic} = 1.19$ topwall pressure vs time

而图 12 则不同,在反压增加过程中顶板上同一点压力的升高速度比反压减小时该测点压力降低的速度快,存在压力变化滞后现象。

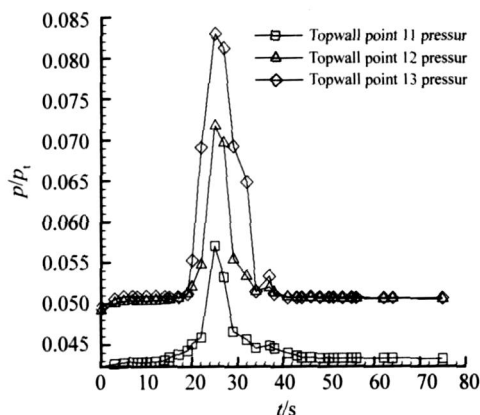


图 12 $R_{ic} = 1.28$ 顶板上定点静压随时间变化

Fig. 12 $R_{ic} = 1.28$ topwall pressure vs time

4.3 自启动方法研究

图 13 就是本次实验中 $R_{ic} = 1.37$ 进气道顶板中心线压力分布以及移动唇口到内收缩比 1.28 及 1.19 时顶板中心线压力分布。同样纵坐标以来流总压无因次化,横坐标表示测点离进气道入口的距离,虚线则大致代表了进气道唇口的位置。由图 13 可知,内收缩比 $R_{ic} = 1.37$ 的侧压式进气道不起动。本次实验过程就是移动唇口板减小进气道的内收缩比,观察进气道是否能实现自启动。

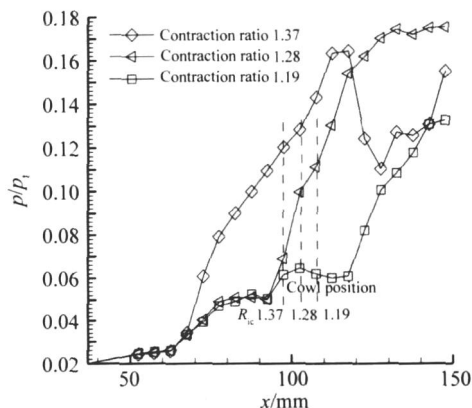


图 13 $R_{ic} = 1.37$ 侧压式进气道内收缩比减小顶板压力分布

Fig. 13 $R_{ic} = 1.37$ topwall pressure distribution for R_{ic} decrease

从图 13 可以发现,当进气道唇口向下游移动到 $R_{ic} = 1.28$ 的位置时,进气道顶板中心线压力陡升的起始点向进气道下游移动,进一步减小进气道的内收缩比到 $R_{ic} = 1.19$,此时的进气道实现了自启动。

当来流马赫数为 3.85 时,内收缩比 $R_{ic} = 1.37$

的侧压式进气道不能启动. 这次实验研究了马赫数过低或者说内收缩比太大的侧压式进气道自起启动方法,通过移动唇口板减小内收缩比进气道能实现自启动.

5 结 论

通过以上分析得到以下结论:

1) 侧压式进气道抗反压能力同其内收缩比有关,来流马赫数为 3.85 条件下, $R_{ic} = 1.19$ 的侧压式进气道能抗 23.42 倍反压, $R_{ic} = 1.24$ 的侧压式进气道能抗 26.44 倍反压.

2) 侧压式进气道在马赫为 3.85 的来流条件下,通过反压变化模拟进气道自启动过程中,收缩比较大的进气道存在迟滞现象.

3) 不起动的侧压式进气道,通过移动唇口板以减小内收缩比可以实现自启动.

参考文献:

- [1] Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview [R]. AIAA 2005-3253.
- [2] Smart M K, White J A. Computational investigation of the performance and back-pressure limits of a hypersonic inlet [R]. AIAA 2002-0508.
- [3] Billig F S, Kothari A. Streamline tracing-A technique for designing hypersonic vehicles [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3): 465-471.
- [4] 罗世彬, 罗文彩, 丁猛, 等. 超燃冲压发动机二维进气道多级多目标优化设计方法 [J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(3): 1-6.
- [5] 金志光, 张堃元. 带前体压缩的前掠侧压式进气道实验及数值研究 [J]. 推进技术, 2005, 26(6): 508-512.
- [6] Kantrowitz A, Donaldson C. Preliminary investigation of supersonic diffusers [R]. NACA WRL-713, 1945.
- [7] Trexler C A. Inlet starting predictions for sidewall-compression scramjet inlets [R]. AIAA-88-3257.
- [8] Goldman A, Willis B P. Test results of a fixed geometry RBCC inlet [R]. AIAA 99-2589.
- [9] Kumar A. Numerical study of the effects of reverse sweep on scramjet inlet performance [J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(3): 714-719.
- [10] 张堃元, 萧旭东, 徐辉. 高超侧压式进气道参数分析及实验研究 [J]. 推进技术, 1995, 12(6): 20-25.
- [11] ZHANG Kunyuan, XIAO Xudong, XU Hui. Parametric analysis and experimental investigation on sidewall compression inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 12(6): 20-25. (in Chinese)