

过溢流既可以充分利用前体预压缩,又可以缓解高、低速飞行时发动机流量不协调问题。

侧压式进气道在高  $Ma$  数飞行时,发动机对流量的需求迫使进气道尽可能地吞下整个前体激波层内的气体,因此,进气道就不得不在这种非均匀进口来流条件下工作。迄今为止国外关于进气道的设计绝大部分都是按均匀来流进行的。显然,按均匀来流设计的进气道工作在非均匀来流的条件下性能就不见得好。作为进气道的一个研究方向,如何在进气道设计时主动地考虑非均匀进口来流条件,在进气道主要压缩面设计时恰当地组织波系,以尽可能地消除非均匀来流的影响,达到高总压恢复和低流场畸变的要求,就是本文的主要目的。基于此,作为一种初步的尝试,作者经分析研究,在等溢流角条件下提出一种圆弧前缘变后掠角侧压缩壁设计概念,设计了相应的进气道模型,在  $Ma=4$  及  $Ma=5.3$  两种均匀、非均匀来流中进行了风洞试验。本报告介绍了这种进气道的设计思想和主要的试验结果。

## 2 进气道前非均匀来流模型

在高超条件下,前体附面层到达进气口截面时,可能会占据进气口高度的  $30\% \sim 70\%$ <sup>[2]</sup>,1993 年德国发表  $Ma=5.2$  的风洞试验结果,表明进气口前附面层厚度约占进气口高度的  $23\% \sim 28\%$ <sup>[3]</sup>。1989 年南航曾与沈阳飞机研究所合作做  $Ma=5.3$  空天飞机前机身预压缩试验,试验发现,在零攻角时,最大附面层高度可达进气道高度的  $74.4\%$ ;在  $12^\circ$  攻角时,为  $28.5\%$  左右。可见前体预压缩带来的流动非均匀性问题不容忽视。

人们至今对高超情况下的前体附面层流动了解还不十分充分,为此,本文采用经典的平板层流、紊流附面层作为非均匀来流模型。在层流的情况下,附面层的速度分布可以表示为下列 5 次多项式<sup>[4]</sup>:

$$V(h)/U_c = -2.5 \times 10^{-4} + 0.5\eta + 0.066\eta^2 - 0.0823\eta^3 + 0.0168\eta^4 - 0.00108\eta^5$$

式中  $U_c$  为附面层边界处速度。在紊流情况下,附面层内速度分布可以采用指数律:  $V(h)/U_c = (h/\delta)^n$ 。

## 3 等溢流角弯曲前缘侧壁压缩进气道设计概念

侧压式进气道最重要的压缩面是垂直放置的带后掠的侧压缩面。迄今为止所见到的国外关于侧压进气道公开发表的文献,其侧壁无一例外均采用直线前缘形式。当进气道工作在前体附面层的来流中时,进气口气流的气动参数沿高度呈非线性连续变化。从逻辑上讲,要适应这一变化,直前缘侧压缩壁上下一致的后掠角和压缩角就不见得具有最佳效能,如果采用适应这一非线性来流条件的变前缘后掠角侧压缩面设计,就有可能获得较好的进气道性能。从减少下游气流畸变的角度出发,希望第一道激波后气流参数尽量均匀一致。从分析计算可知,在一个固定的侧压缩角  $\delta$  下(本文取  $\delta=6^\circ$ ),当来流  $Ma$  数不变时,随侧壁后掠角  $\Lambda$  的增加,波后气流的溢流角  $\zeta$  随之非线性增加;如后掠角不变,则随  $Ma$  数增加溢流角减少,如图 1 所示。从图 1 中可以看出,当  $Ma$  数增加时,如果使后掠角  $\Lambda$  随之增加,则就有可能使波后气流溢流角  $\zeta$  保持为常数。因此,根据来流附面层内  $Ma$  数变化规律,采用变后掠角设计,波后气流的流向角便可以保持不变,有利于减少下游气流的畸变。这就是弯曲前缘侧壁压缩进气道设计概念的由来。

根据上述的非均匀来流模型,采用等压缩  $\delta=6^\circ$  的侧压缩壁设计,在保持波后气流溢流角不变的前提下,使用几何关系和激波理论计算了  $Ma=4$  及  $Ma=5.3$  时后掠角沿高度的变化

规律。由此即可求出侧压缩壁的前缘形状，如图2、图3所示，其中图2为适合层流附面层的侧压缩壁前缘形状，图3是针对紊流附面层的侧壁前缘型线，可见两个马赫数下前缘型线几乎是一样的，特别在层流附面层的情况。为使设计的侧压缩壁既适合来流为层流附面层，又适合于紊流附面层的来流条件，作者采用圆弧前缘型线来近似代替上述计算的弯曲前缘型线。据此设计了一种圆弧前缘的侧压式进气道模型（称为模型Ⅱ），见图4的照片。计算表明，在  $Ma=5.3$  及  $Ma=4$ ，非均匀来流下圆弧前缘的溢流角沿高度变化不超过  $1^\circ$ 。此外还设计了一种  $30^\circ$ 后掠角直前缘侧压缩进气道模型（称为模型Ⅰ）作为比较基准。两种模型外缘的后掠角相同，均为  $30^\circ$ ，这样，它们在外缘处就有相同的溢流角。

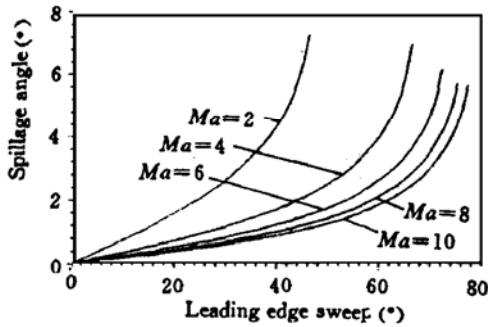


Fig. 1 Spillage angle by leading edge shock as a function of leading edge sweep

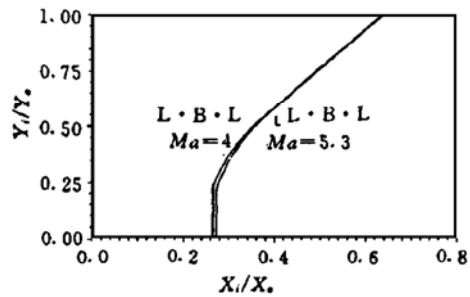


Fig. 2 Leading edge planeform of side wall for 3-D inlet with L. B. L ingest. Spillage angle = const

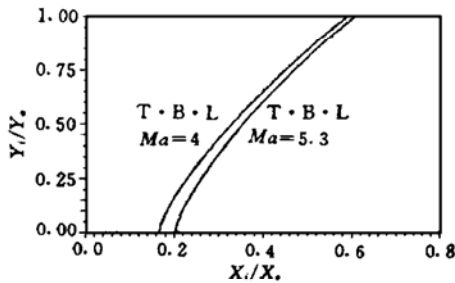


Fig. 3 Leading angle planeform of side wall for 3-D inlet with L. B. L ingest. Spillage angle = const



Fig. 4 Inlet model with curved leading edge (model II)

#### 4 试验结果及分析

等溢流角设计的进气道模型（模型Ⅱ）在  $Ma=5.3$  和  $Ma=4$  两个马赫数下进行了风洞试验，图5是试验的纹影照片之一。试验中唇口位置固定在喉道进口截面，利用喷管型面自然发展而来的附面层作为模拟的前体附面层。本文采用“进口气流非均匀度  $\Pi$ ”来描写进气道吸入非均匀流的程度，它被定义为进入进气道的非均匀流高度  $h_\delta$  与进气口总高度  $H_0$  之比：

$$\Pi = h_\delta / H_0$$

试验时，调整附面层排移隔道高度即可获得不同的进口气流非均匀度  $\Pi$ 。

##### 4.1 喉道区的流场均匀度

从进气道设计出发，要求喉道处流场畸变尽可能小。在非均匀进气条件下，进气道入口处气动参数沿高度变化较大，经过一系列曲面激波后，很难指望在喉道截面有均匀的总、静

压分布。但是专门为非均匀流设计的圆弧前缘进气道，第一道激波后的气流角变化要比直前缘的模型 I 小得多，因此喉道区的压力畸变较模型 I 有所改善。本文采用如下定义的总压畸变指数和静压畸变指数：

$$D_t = (p_{tmax} - p_{tmin}) / p_{tmean}; \quad D_s = p_{smax} / p_{smin}$$

来讨论模型喉道区的压力场均匀度。式中  $p_t$  代表总压， $p_s$  代表静压。两个模型喉道区总、静压畸变指数的风洞试验结果见图 6, 7。由图可见，在大部分的试验范围内，带圆弧前缘侧压缩壁模型总、静压畸变指数低于直前缘的模型 I。从而证实了原先的设计思想：采用等溢流角设计能减少非均匀来流对下游的影响，达到减少流动畸变的目的。

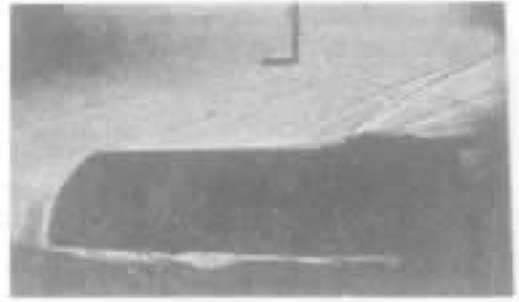


Fig. 5 Ma 4 test schlieren of model II

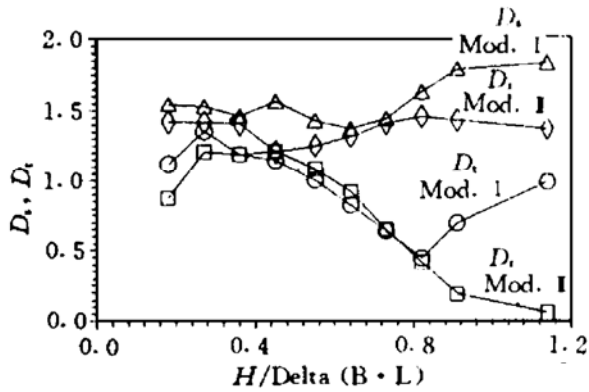


Fig. 6 Pressure distortion index  $D_t$ ,  $D_s$  in throat of model I and model II ( $Ma=5.3$ )

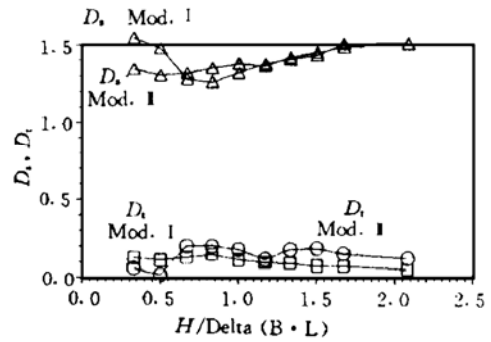


Fig. 7 Pressure distortion index  $D_t$ ,  $D_s$  in throat of model I and model II ( $Ma=4$ )

图 8 给出了  $Ma=5.3$  实验的两个模型 ( $CR=3$ , 进口气流非均匀度  $\Pi=0.13$ ) 的喉道区  $Ma$  数分布。由图可见，模型 II 喉道处的马赫数分布要较模型 I 更均匀些。图 9 是来流非均匀度  $\Pi=0.53$  时两个模型的喉道区  $Ma$  数分布规律。同样地，采用圆弧前缘的模型 II 喉道区  $Ma$  数分布的均匀程度要优于直前缘的模型 I。图 10 是  $Ma=4$  的实验结果，显然，模型 II 喉道区马赫数分布上下对称性要优于模型 I。

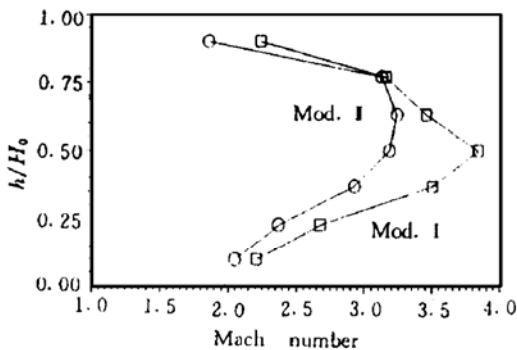


Fig. 8 Mach number distribution in throat model I and model II ( $Ma=5.3$ ,  $CR=3$ ,  $\Pi=0.13$ )

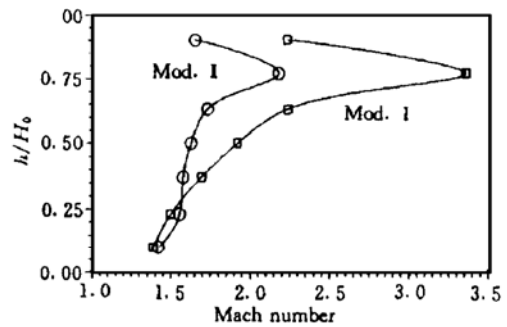


Fig. 9 Mach number distribution in throat model I and model II ( $Ma=5.3$ ,  $CR=3$ ,  $\Pi=0.53$ )

### 4.2 进气道的总压恢复值 $\sigma$

试验发现，来流附面层的吸入对进气道总压恢复  $\sigma$  影响极大，图 11 为模型 I、II 在  $CR=3, Ma=5.3$  风洞试验得到的总压恢复与进口气流非均匀度  $\Pi$  的关系。当  $\Pi > 0.27$  时，两种模型的总压恢复均非常低，仅为 0.2 左右，当  $\Pi < 0.27$  后，总压恢复快速上升，直到  $\Pi < 0.1$  后，才趋近于 0.55 左右。可以看出，在同样的非均匀来流下等溢流角设计的模型 II 总压恢复要高于模型 I。图 12 给出了模型 I 及模型 II  $Ma=4$  风洞  $CR=3.67$  试验得到的总压恢复与进口气流非均匀度  $\Pi$  的关系。显然等溢流角设计的模型总压恢复高，变化规律与马赫数 5.3 类似。试验证明，吸入附面层气流的侧壁压缩进气道，采用等溢流角设计是成功的。

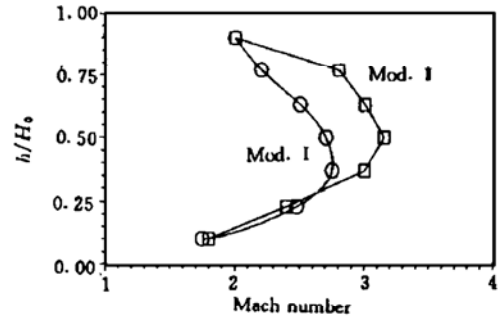


Fig. 10 Throat mach number distribution of model I and model II ( $Ma=4.0, CR=3.67$ )

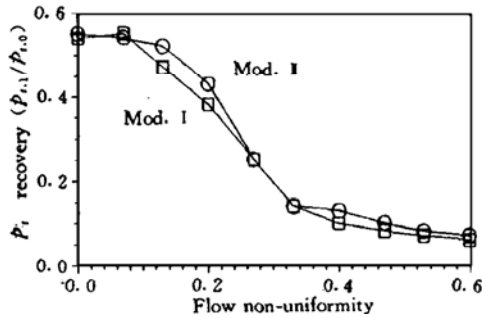


Fig. 11 Total pressure recovery of model I and II ( $Ma=5.3, CR=3$ )

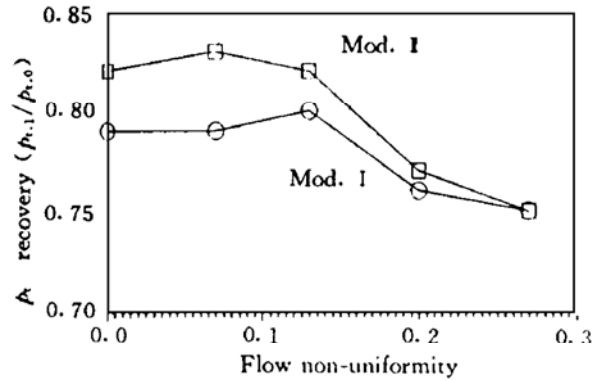


Fig. 12 Total pressure recovery of model I and II ( $Ma=4, CR=3.67$ )

## 5 结论

(1) 研究表明，工作在前体附面层环境下的高超音速侧压式进气道，采用等溢流角设计的圆弧前缘变后掠角侧壁压缩面，可以减少进气道喉道处的压力畸变，提高喉道区马赫数分布均匀度。

(2) 模拟的前体附面层吸入进气道会大幅度降低进气道的总压恢复。采用等溢流角设计的圆弧前缘侧壁压缩进气道，在同样的非均匀来流条件下，进气道的总压恢复要略高于直前缘侧壁压缩进气道。

### 参 考 文 献

- Holland S. An experimental parametric study of geometric Reynolds number and ratio of specific heats effects in three-D sidewall compression scramjet inlets at Mach 6. AIAA 93-740
- Johson G B. Mach 6 flowfield survey at the engine inlet of a research airplane. J of Aircraft, 1977, 14(4)
- Bissinger N. Design and wind tunnel testing of intakes for hyper-sonic vehicles. AIAA 93-5042
- Lewis M J. The influence of flow non-uniformities in air-breathing hypersonic propulsion system. AIAA 87-2079

# 一种求解 S 形进气道三维粘性流场的多重网格算法\*

马雪松 刘兴洲 张宝生

(航天工业总公司 31 所, 北京, 100074)

**摘要:** 提出了一种基于多重网格技术, 可快速求解 S 形进气道粘性内流场的实用工程算法: 从 Brandt 的多重网格理论出发, 采用隐式 Beam-Warming 时间推进格式, 结合“锯齿式”迭代技术交替在粗、细两种网格上对雷诺平均三维非定常 N-S 方程进行求解。用此算法数值模拟了某型号 S 形进气道的内流场, 与试验结果对比显示: 计算得到的流场符合一般 S 形管道流动特性, 所捕获的二次流图谱清晰合理, 进气道出口截面处总压恢复系数与试验值较为接近。与普通单层网格计算方法相比, 计算结果精度高, 收敛速度快。

**主题词:** 进气道, 流场仿真, 格网法, 三维流, 纳维尔-斯托克斯方程

**分类号:** V235.113

## A MULTIGRID ALGORITHM OF 3-D VISCOUS INTERNAL FLOW FIELD FOR S-SHAPED INLET

Ma Xuesong Liu Xingzhou Zhang Baosheng

(The 31st Research Inst., Beijing, 100074)

**Abstract:** A practical engineering-oriented algorithm based on multi-grid technique is presented for computing full viscous internal flow in a S-shaped inlet. The algorithm originates from Brandt's multi-grid theory and solves 3-D Reynolds-average N-S equation with time-marching implicit scheme of Beam-Warming from fine-grid levels through coarse ones in conjunction with "saw" shape iteration. The technique developed is employed to simulate the internal flow in a S-shaped inlets and compared with experimental data. The comparative analysis demonstrates that the convergence results obtained by the algorithm is in agreement with general flow characteristics in S shaped duct, the secondary flow graphs captured are rational and clear and the total pressure recovery at exit cross section agrees with experimental data. Both convergence speed and computational accuracy are higher than ordinary single level's. It is a reliable practical algorithm.

**Subject terms:** Inlet, Flow field simulation, Grids method, Three dimensional flow, Navier-Stokes equation

### 1 引言

S 形进气道是目前国内外航空飞行器上大量采用的一种可靠、有效进气装置。进入 70 年代以后, 为了获得高性能的 S 形进气道, 以计算机和计算流体力学为基础的数值模拟技术在

\* 收稿日期: 1997-03-05, 修回日期: 1997-09-26