



CSTAM 2012-B03-0220

高超进气道前缘半径对波系结构及总压恢复系数的影响研究

王振锋，谢爱民，江涛

中国空气动力研究与发展中心超高速所 高超声速
冲压发动机技术重点实验室

中国空气动力研究与发展中心超高速所

第七届全国流体力学学术会议

2012年11月12—14日 广西·桂林

高超进气道前缘半径对激波角及总压恢复系数的影响研究

王振锋¹, 谢爱民², 江涛²

(1 中国空气动力研究与发展中心超高速所 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

(2 中国空气动力研究与发展中心超高速所, 四川 绵阳 621000)

摘要 高超进气道外压缩面前缘半径对进气道的性能有重要影响, 本文采用试验和数值模拟技术研究了高超进气道外压缩面前缘半径对激波角和总压恢复系数的影响。进气道模型为三级压缩, 外压缩面长度约 0.6m, 前缘半径分别约为 0mm、0.5mm、1mm、1.5mm 和 3mm。试验风洞为 0.6m 激波风洞, 马赫数为 5.98, 来流总温 670K, 总压 6.56MPa。采用高速阴影摄像获得了试验过程中的阴影照片序列, 清晰地显示了模型外压缩面的波系结构, 从阴影照片中提取了激波角数据, 依据激波角得到了总压恢复系数。采用 Fluent 软件对流场结构进行了模拟分析, 依据数值模拟给出的激波角同样得到了总压恢复系数, 另外依据流场总压分布图得到了特征截面的面积平均总压, 获得了特征截面的平均总压恢复系数。研究表明, 前缘半径增加后, 第一级激波角增加, 第二和第三级激波角减小; 试验和数值模拟结果均表明, 前缘半径增加, 依据激波角得到的总压恢复系数先缓慢增加后减小, 变化约 2%, 但该方法获得的总压恢复系数未考虑边界层的影响; 而数值模拟结果显示, 前缘半径增加后, 边界层的厚度显著增加, 特征截面的平均总压显著减小, 总压恢复系数下降约 20%。

关键词 超进气道; 前缘半径; 高速阴影; 总压恢复系数; 激波角

引言

为了设计“更静, 更短, 更轻”的进气道和尾喷管, 需要获得激波、边界层、流动分离、热传导等流场数据^[1]。进气道前缘钝度会改变头激波后的边界层状态和飞行器前体整体的波系分布^[2], 改变进气道压缩面上的激波边界层干扰特性。激波边界层干扰区域不但会出现峰值压力和热流, 该区的流动分离、脉动、松弛现象还对会影响进气道有效型面和波系分布^[3], 进而影响进气道和飞行器的性能, 所以开展前缘钝度的研究有重要意义。

在乘波构型飞行器研究中, 前缘钝化是解决气动热问题的有效方法之一, 但乘波体的气动力/热性能、升阻比等特性会有较大的变化, 所以前缘钝化在乘波飞行器的研究中至关重要, 很多有关乘波体的研究文献都涉及到了前缘钝化的影响。国内刘济民等人研究了乘波构型的钝化方法及其对性能的影响, 采用 CFD 方

法分析了两种前缘钝化方法及不同钝化半径对乘波构型性能的影响^[4], 还研究了非设计条件下前缘钝化的影响^[5]。曹德一等人^[6]采用并行计算技术分析了飞行器前缘半径对飞行器气动性能及热流分布的影响, 结果表明前缘钝化对飞行器的升力影响不大, 对阻力和升阻比的影响较大。陈小庆等人利用数值模拟技术研究了不同钝化半径对乘波构型气动力/热性能的影响, 显示乘波构型边缘钝化可以有效降低最大热流密度, 但同时也会降低布局的气动性能, 应综合考虑钝化对气动力/热的影响效应^[7]。周忠平采用数值模拟方法比较系统地研究了钝化对高超声速进气道性能的影响, 分析了钝化方法及钝化半径对流动特征的影响, 结果表明随着钝化半径增加, 前缘激波的强度增加, 下游激波的强度不断减弱^[8], 进气道非均匀流厚度增加, 溢流增加, 流量系数减小, 总压恢复系数显著降低。除了顶压缩面前缘外, 国防科技大学的潘沙等人还研究了隔离段入口处侧壁及

唇口前缘的影响^[9]。国内公开的研究文献较多，但多采用了数值模拟方法，试验结果较少，研究结果缺乏试验数据的支持。

国外有关前缘钝度的研究也有很多，Timothy 等人采用理论分析和 CFD 方法研究了前缘钝化对 Busemann 进气道的影响^[10]，希望发展一种基于压力积分的理论分析方法来评估前缘钝化和截断对 Busemann 进气道性能的影响，结果显示该理论分析方法结果与 CFD 方法差异较大。Travis 等人对 AEDC (Arnold Engineering Development Center) 乘波体进行了数值模拟研究^[11]，并与试验结果进行了对比，获得的升阻比和阻力系数与试验结果吻合较好，研究结果同样表明前缘钝化对升阻比及飞行器整体性能有重要影响。

本研究综合采用实验和数值模拟手段研究了高超进气道外压缩面前缘半径对激波边界层干扰特性和进气道性能的影响规律。在文献[12]中初步介绍了壁面静压和壁面热流的变化规律，以及通过聚焦纹影获得的边界层厚度的分布规律，本文重点介绍了前缘半径对激波角及总压恢复系数的影响。

1 研究方法及测试技术

为了研究高超进气道外压缩面前缘半径对激波角和总压恢复系数的影响，采用高速阴影摄像系统获得了试验过程中的阴影照片序列，从阴影照片中提取了各级激波角数据，依据斜激波关系式换算得到了波后的总压恢复系数。另外，通过数值模拟得到了不同前缘半径模型的波系结构和流场参数分布图，就可以通过两种方法获得总压恢复系数，一种方法先提取激波角数据，然后换算得到总压恢复系数；另一种方法通过流场总压分布图得到特征截面的面积平均总压，与来流总压相比即可获得特征截面的平均总压恢复系数。

1.1 试验模型

研究模型为高超声速进气道的外压缩面，设计状态为马赫数 6。模型（见**错误！未找到引用源。**）采用三级压缩，各级气流偏转角分别为 6.06° 、 6.98° 和 8.09° ，模型宽度为 0.2m。前缘半径分别为 0mm、0.5mm、1mm、1.5mm 和 3mm，前缘半径增加后保证前缘与第

一级压缩面相切；0mm 前缘模型外压缩面长度为 0.6m，其它模型第一级压缩面略短，第二和第三级压缩面长度与尖前缘模型相同。模型安装照片见图 2。

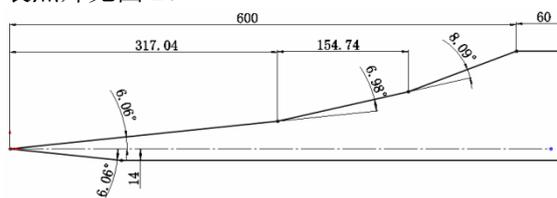


图 1 尖前缘模型简图



图 2 尖前缘模型在风洞中的安装照片

1.2 试验设备

试验在中国空气动力研究与发展中心超高速所 0.6m 激波风洞（图 3）上进行。该风洞由激波管、喷管、试验段和真空箱组成，风洞型面喷管出口直径为 0.6m；风洞提供的试验气体为 N_2 ，采用 H_2 或 H_2-N_2 混合气体驱动，有效试验时间为 2~13ms 左右。本研究的远方来流马赫数 5.98，来流总温 670K，总压 6.56MPa。



图 3 0.6m 激波风洞照片

1.3 高速阴影摄像系统

高速阴影摄像系统由连续光源（图 4）、阴影光路系统、高速摄像系统（图 5）及信号控制系统构成。使用的光源为连续白光光源，功率为 200W。阴影光路布置为传统的“Z”字形光路。试验时高速 CCD 相机的采集频率为 5000 帧/秒，每帧曝光时间为 1/5000 秒，即照片的时间间隔为 0.2ms，获得的照片大小为 1024×1136 像素。

试验时，通过压力传感器获得风洞后室压力跃升信号，该信号经过放大后输入专用的相机控制设备，该设备可以输出特定电压的 TTL 信号，然后通过 TTL 信号控制高速 CCD 相机开始摄像。每次试验可以获得整个试验过程中的流场建立情况和波系变化情况。

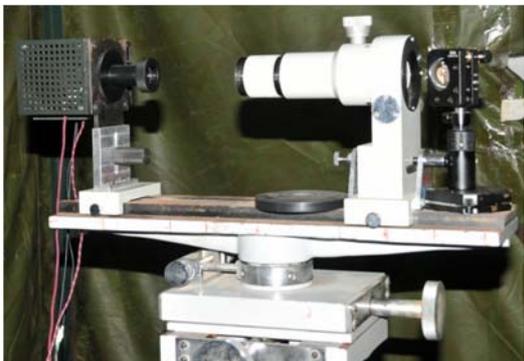


图 4 成像系统光源



图 5 高速 CCD 相机

1.4 数值模拟方法简介

研究采用的数值模拟软件为 Fluent，选用的湍流模型为标准 $k-\epsilon$ 模型，近壁面采用标准壁面函数，壁面为等温壁，壁温 300K，数值离散选用两阶迎风格式。来流参数与风洞流场校测的参数一致。计算网格在壁面和拐角附近进行了加密处理，模型网格数约 33 万。

2 结果分析

2.1 数值模拟结果

图 6~图 10 给出了前缘半径 0~3mm 模型密度等值线图。密度等值线图中可以显示流场波系结构和密度边界层在各级压缩面上的变化情况。结果表明，随着前缘半径增加，各级压缩面上的边界层不断增厚，尤其是在第一级压缩面上边界层显著增厚；边界层增厚，相当于

模型等效壁面外移，等效的气流偏转角增大，导致第一道激波的激波角增大。但第二道和第三道激波的激波角变化情况则不易分析，这是因为激波角取决于波前马赫数和等效的气流偏转角。前缘半径增加后，第一道激波角增大，导致第二道激波波前马赫数减小，波前马赫数减小将使激波角朝增大的方向发展。但前缘半径增加导致第一级压缩面上边界层显著增厚，而经过第二道激波压缩后，边界层在第二压缩面上先显著变薄然后又逐渐增厚，这就使得第二压缩面的等效气流偏转角难以确定，激波角的变化也难以确定，需要通过试验和数值模拟确定。同样，第三级激波角的变化情况也要通过试验和数值模拟确定。

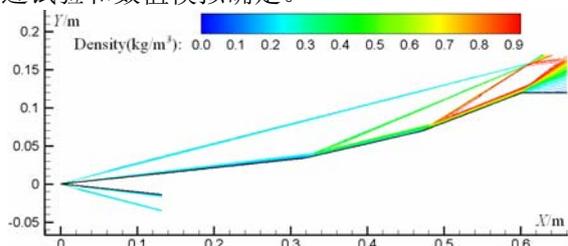


图 6 前缘半径 0mm 模型密度等值线图

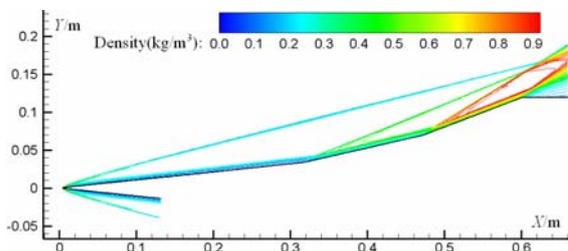


图 7 前缘半径 0.5mm 模型密度等值线图

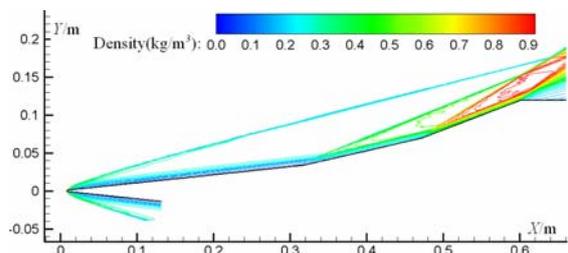


图 8 前缘半径 1.0mm 模型密度等值线图

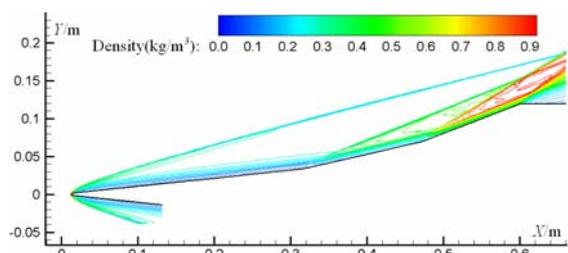


图 9 前缘半径 1.5mm 模型密度等值线图

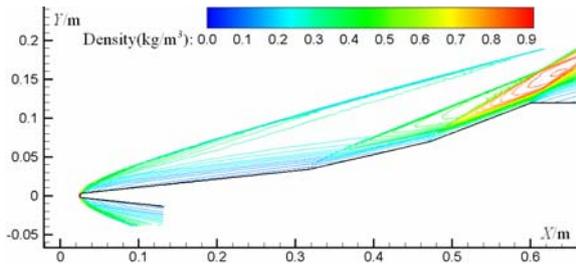


图 10 前缘半径 3.0mm 模型密度等值线图

在密度等值线图上，通过提取激波上两点的坐标可以得到激波的斜率，进而就可以获得激波角。表 1 给出了数值模拟得到的各级激波角，图 11 显示了激波角随前缘半径的变化情况，其中 SKA 表示激波角，CFD 表示数值模拟结果。可以看到，随着前缘半径增加，第一级激波角增加，第二和第三级激波角减小。这也表明随着前缘半径的增加，第二和第三压缩面的等效气流偏转角变小。

表 1 数值模拟得到的各级激波角

前缘半径 SR/mm	第一级 激波角 SKA1_CFD /°	第二级 激波角 SKA2_CFD /°	第三级 激波角 SKA3_CFD /°
0	14.40	16.55	19.01
0.5	14.41	16.28	18.89
1.0	14.55	15.96	18.52
1.5	14.66	15.94	18.11
3.0	15.51	15.97	17.53

在密度等值线图上还可以看到，随前缘半径增加，第一级激波变得弯曲，计算激波角需要提取两点，第一级激波的终点靠近第一和第二级激波的交点；不同的起点对测量到的激波角有一定的影响，起点越接近前缘，测量到的激波角越大。为了与试验结果对比，选择的起点与试验中阴影照片所示的起点相同，其 X 坐标约为 214mm。

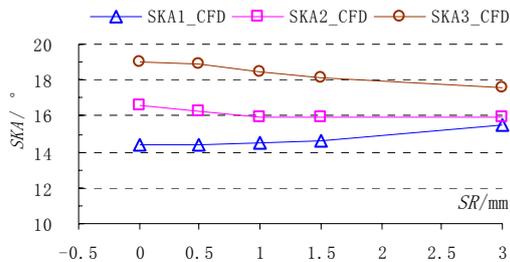


图 11 数值模拟得到的各级激波角

2.2 高速阴影照片

每次试验可以获得包括流场建立过程在内的大量阴影照片，要从中挑选流场稳定后的照片进行后续的处理，就需要分析整个试验过程中流场结构的变化情况。图 12 为前缘半径 0mm 时高速阴影照片序列，这里只给出部分典型时刻的照片。成像的 0ms 取为风洞喉道处压力传感器开始感受到气流的时刻，此刻摄像机被触发开始摄像。结果显示，3.0ms 时气流还未通过模型前缘（图 12 (a)），这是因为试验气流经过喷管加速到试验段还需要一定的时间；4ms 时三道激波已初步形成（图 12 (b)），此后流场马赫数逐渐减小到预定值，相应的各级激波角也逐渐增加（图 12 (c) ~ (d)），7.0ms 时稳定的流场已基本建立；从 8.0ms 到 11.0ms 波系结构整体稳定，但存在周期性的轻微变化，这种变化可能是来流不均匀性引起的，也可能是来流状态的轻微变化引起的，有待进一步研究；随后来流条件破坏，纹影照片亮度减小，试验结束（图 12 (n)）。整个试验过程中来流流场大约有 3~4ms 是稳定的，这段时间也是有效的试验时间，可以选择在该段时间内获得照片进行定量处理。



(a) $T=3.0\text{ms}$



(b) $T=4.0\text{ms}$



(c) $T=5.0\text{ms}$



(d) $T=6.0\text{ms}$

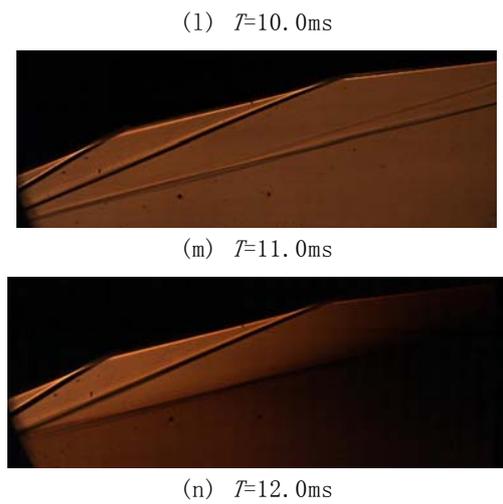
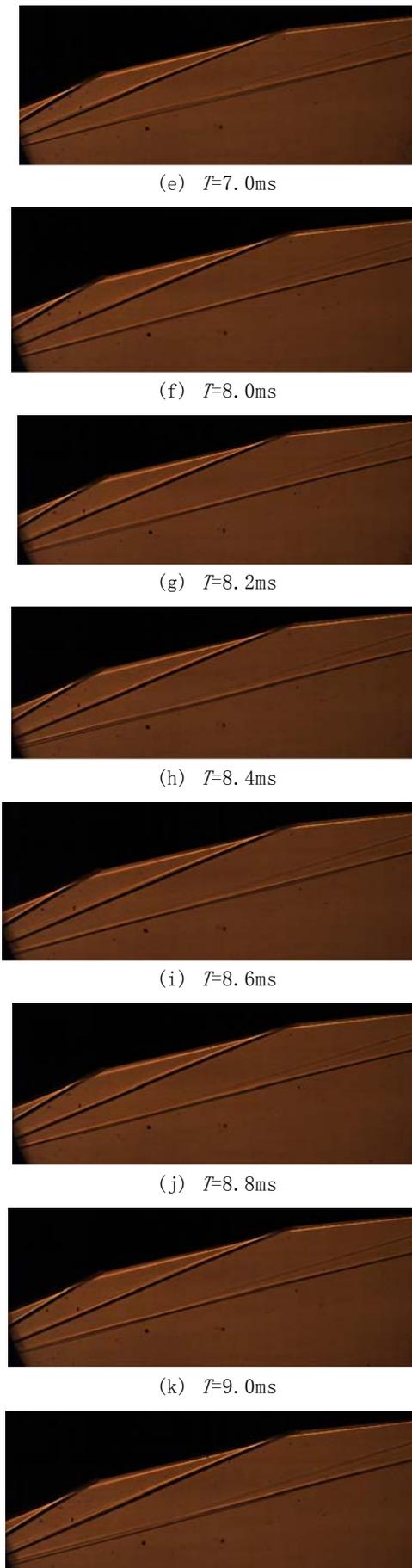


图 12 前缘半径 0mm 模型高速阴影照片序列

本文选择了 8.0ms~9.0ms 之间的 6 张照片提取激波角数据，照片时间间隔为 0.2ms，并将各级激波角 6 次结果的平均值作为试验获得的激波角数据。多次试验表明流场的建立过程及波系结构的变化过程均一致，故对于其它前缘半径模型的试验结果，本文仅提供了 8.0ms 和 9.0ms 时刻的两张照片。图 13-图 16 分别给出了前缘半径 0.5mm、1mm、1.5mm 和 3mm 模型的高速阴影照片。

高速阴影照片表明，随着前缘半径增加，第一道激波外移，激波角增加，与数值模拟结果一致；第二道和第三道激波的变化难以直观地看出来，需要测量确定。另外，在第一道和第二道激波之间，有一道微弱的膨胀波，这是因为前缘是可更换的，在前缘和模型主体之间有约 0.01mm 的顺向台阶。

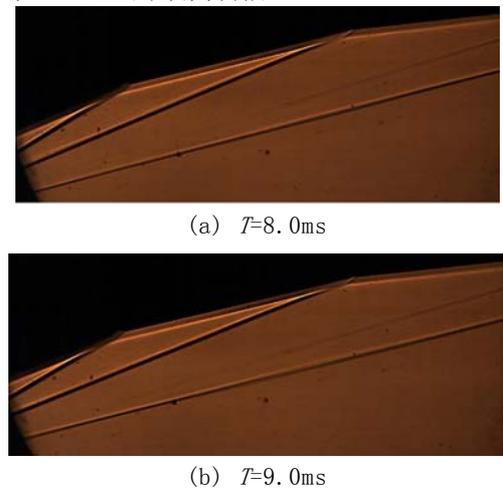


图 13 前缘半径 0.5mm 模型高速阴影照片序列

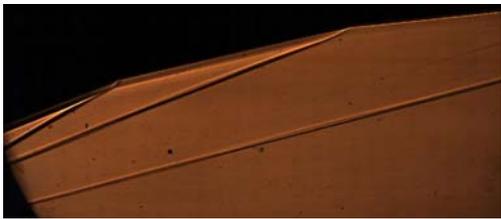


(a) $T=8.0\text{ms}$

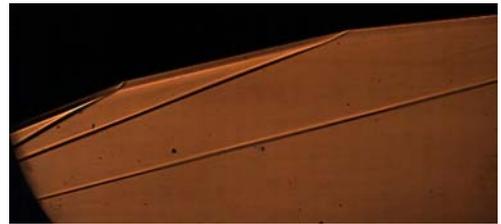


(b) $T=9.0\text{ms}$

图 14 前缘半径 1.0mm 模型高速阴影照片序列



(a) $T=8.0\text{ms}$



(b) $T=9.0\text{ms}$

图 15 缘半径 1.5mm 模型高速阴影照片序列



(a) $T=8.0\text{ms}$



(b) $T=9.0\text{ms}$

图 16 缘半径 3.0mm 模型高速阴影照片序列

2.3 前缘半径对激波角的影响

处理纹影照片时使用的图像处理软件为

Photoshop，可以从中获取激波角数据。通过对同一张照片多次测量及对同一状态的不同时刻的照片进行测量表明，第一级激波角的取值误差约 0.2° ，第二级激波角的取值误差约 0.3° ，第三级激波角的取值误差约 0.5° ，由于照片中能够显示到的第三级激波较短（受观测窗限制），故取值的误差较大。不过通过对多张照片获得的激波角数据取平均，可以减小人为取值误差，实际误差应小于上述值。由于相机在实际使用过程中可能受到其它扰动或摆放不水平，导致模型的水平面（模型背面）在照片中并不水平，此时可以将该水平面作为参考平面，测量各级激波与参考平面的夹角，进而得到激波角。实验得到的各级激波角见表 2。

表 2 实验得到的各级激波角

前缘半径 SR/mm	第一级 激波角 SKA1_EXP / $^\circ$	第二级 激波角 SKA2_EXP / $^\circ$	第三级 激波角 SKA3_EXP / $^\circ$
0	14.02	16.66	18.14
0.5	14.12	16.01	17.93
1.0	14.42	15.57	17.59
1.5	14.68	15.34	17.24
3.0	15.67	14.77	16.29

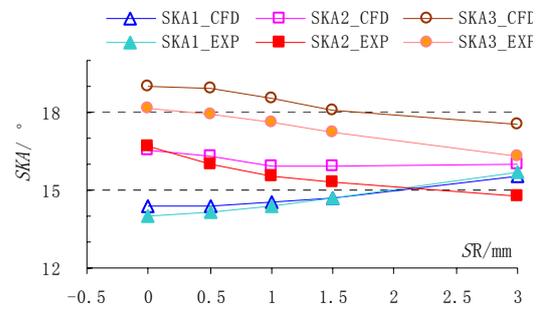


图 17 缘半径对各级激波角的影响

图 17 给出了各级激波角随前缘半径的变化情况。实验和数值模拟结果均表明，随着前缘半径增加，第一级激波角逐渐增加，第二级和第三级激波角逐渐减小。对于第一级激波角，实验和数值模拟得到的激波角大小相当，在前缘半径较小时实验结果略低，在前缘半径较大时实验结果略高。对于第二级激波角，实验结果比数值模拟结果偏低，且随前缘半径增加，两者差距增加。对于第三级激波角，实验结果比数值模拟结果整体偏低。

第一级激波主要受前缘半径的影响，而边界层的影响相对较小；第二和第三级激波受边

边界层的影响较大，且边界层经过在压缩面上发展和激波压缩后状态比较复杂，转捩情况也难以确定，激波边界层相互干扰也使得精确地数值模拟比较困难，这应该是造成试验和数值模拟差异的主要原因。另外，前文已提到，第二和第三级激波角的实验取值误差较大，也可能造成两者的差异。

2.3 前缘半径对总压恢复系数的影响

在得到各级激波角后，可以依据斜激波关系式获得波前马赫数，然后依据下式可以得到各级斜激波的总压恢复，进而获得经过三道激波后的总压恢复系数。也可以依据第三道激波后特征截面的平均总压与来流总压的比值来确定总压恢复系数。在实验中，可以通过皮托探针获得皮托总压，结合壁面静压就可以换算得到探针测点位置的总压，然后通过面积平均就可以获得特征截面的平均总压。对数值模拟结果，可以按照面积或质量加权得到特征截面的平均总压。在进行数据处理时，将第三压缩面的终点作为特征截面的底端（ $X=600\text{mm}$ ， $Y=119.04\text{mm}$ ），将设计状态的三波交汇点（ $X=600\text{mm}$ ， $Y=149.71\text{mm}$ ）作为特征截面的顶端。

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \frac{\left(\frac{r+1}{2}M_1^2\right)^{\frac{r}{r-1}}}{1 + \frac{r-1}{2}M_1^2} \cdot \frac{1}{\left(\frac{2r}{r+1}M_1^2 - \frac{r-1}{r+1}\right)^{\frac{1}{r-1}}}$$

结果见表 3 和图 18 其中，“TPR”表示总压恢复系数，“EXP”和“CFD”表示实验和数值模拟结果，“SA”、“A”、“M”表示总压恢复系数分别按照激波角、面积加权平均和质量加权平均计算。实验和数值模拟结果均表明，随前缘半径增加，依据激波角得到总压恢复系数先缓慢增加后减小，变化约 0.02，数值模拟结果偏低约 0.02。但该方法获得的总压恢复系数未考虑边界层的影响。总之，实验和数值模拟结果的变化趋势一致，依据激波角得到总压恢复系数相近，显示数值模拟结果是可信的。

数值模拟结果表明，按照面积加权平均和质量加权平均获得的总压恢复系数均显著低于

依据激波角获得的结果，表明边界层使得总压恢复系数显著降低，相同前缘半径条件下降低约 0.1。考虑边界层影响后，总压恢复系数随前缘半径增加单调降低，前缘半径由 0mm 增加到 3mm，面积加权平均的总压恢复系数由 0.75 下降为 0.52，而质量加权平均的总压恢复系数由 0.79 下降为 0.64，前者变化更加剧烈。对不同前缘半径模型，面积加权平均得到的总压恢复系数要低于质量加权平均结果，且随前缘半径增加，两者差距增大，本研究中，面积加权平均总压恢复系数约低 0.04~0.12。

表 1 前缘半径对总压恢复系数的影响

前缘半径 SR/mm	TPR_ EXP_SA	TPR_ CFD_SA	TPR_ CFD_A	TPR_ CFD_M
0	0.85	0.83	0.75	0.79
0.5	0.86	0.84	0.72	0.77
1.0	0.87	0.85	0.68	0.75
1.5	0.87	0.85	0.64	0.72
3.0	0.86	0.84	0.52	0.64

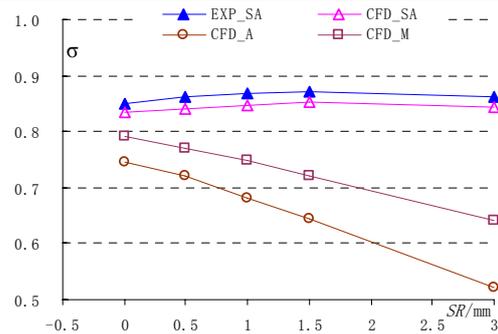


图 18 前缘半径对总压恢复系数的影响

3 结 论

本文采用试验和数值模拟技术研究了高超进气道外压缩面前缘半径对激波角和总压恢复系数的影响。试验中采用高速阴影摄像获得了试验过程中的阴影照片序列，清晰地显示了模型外压缩面的波系结构，从阴影照片中提取了激波角数据，依据激波角得到了总压恢复系数。采用 Fluent 软件对流场结构进行了模拟分析，依据数值模拟给出的激波角同样得到了总压恢复系数，另外依据流场总压分布图得到了特征截面的面积平均总压，获得了特征截面的平均总压恢复系数。结论如下：

1. 进气道前缘半径增加后，第一级激波角增加，第二和第三级激波角减小；对于第

一级激波角, 实验和数值模拟得到的激波角大小相当; 对于第二和第三级激波角, 实验结果比数值模拟结果偏低。

2. 试验和数值模拟结果均表明, 随前缘半径增加, 依据激波角得到总压恢复系数先缓慢增加后减小, 变化约 2%, 但该方法未考虑边界层对总压恢复系数的影响。

3. 数值模拟结果显示, 前缘半径增加后, 边界层的厚度显著增加; 按照面积加权平均和质量加权平均获得的总压恢复系数均显著低于依据激波角获得的结果, 前缘半径增加到 3mm, 总压恢复系数下降约 20%; 数值模拟结果表明, 面积加权平均得到的总压恢复系数要低于质量加权平均结果, 且随前缘半径增加, 两者差距增大。

参考文献

1 David S. Dolling. 50 Years of Shock Wave/Boundary Layer Interaction-What Next. AIAA 2000~2596
2 王晓栋, 乐嘉陵. 前缘对进气道性能的影响[J]. 推进技术, 2002, 23(6):460~462

3 管前列, 邢君波. 高超音速进气道的边界层问题. 推进技术, 1989, (4):19~25
4 刘济民, 侯志强, 宋贵宝, 朱旭程. 乘波构型的钝化方法及其对性能影响研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(5): 966~974
5 刘济民, 侯志强, 宋贵宝, 王允良. 前缘钝化对乘波体非设计点性能影响分析[J]. 飞行力学, 2011, 29(1): 21~25
6 曹德一, 李椿萱. 乘波飞行器气动、热特性的数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1782~1785
7 陈小庆, 侯中喜, 刘建霞, 葛爱学. 边缘钝化对乘波构型性能影响分析[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1334~1339
8 周忠平. 钝化对高超声速进气道性能的影响[D]. 南京航空航天大学研究生院能源与动力学院, 南京, 2007
9 Pan Sha, Tian Zhengyu, Feng Dinghua. Computation and Analysis of Aeroheating on Hypersonic Inlet Leading Edge[J]. AIAA2009-7370
10 Timothy F. O'Brien, Jesse R. Colville. Blunt Leading Edge Effects on Inviscid Truncated Busemann Inlet Performance[J]. AIAA 2007-5411
11 Travis W. Drayna, Ioannis Nompelis, Graham V. Candler. Numerical Simulation of the AEDC Waverider at Mach 8 [J]. AIAA 2006-2816
12 WANG Zhenfeng, JIANG Tao, XIE Aimin. Research Development on the Effect of the Radius of Forebody Leading Edge on the Characteristic of SWBLI on Hypersonic Inlet External Compression Surface. In: Proceedings of AJCPP2012 Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Xi'an, China, 2012-3-1~4

RESEARCH ON THE EFFECT OF THE RADIUS OF HYPERSONIC INLET FOREBODY LEADING EDGE ON THE SHOCK WAVE ANGLE AND TOTAL PRESSURE RECOVERY COEFFICIENT

WANG Zhenfeng¹ XIE Aimin² JIANG Tao²

(1 Science and Technology on Scramjet Laboratory, Hypervelocity Aerodynamics Institute of CARDC, Sichuan mianyang 621000)

(2 Hypervelocity Aerodynamics Institute of CARDC, Sichuan mianyang 621000)

Abstract The radius of the hypersonic inlet external compression surface leading edge has remarkably influence on the inlet performance. In this paper, the effect of the radius of hypersonic inlet forebody leading edge on the shock wave angle and total pressure recovery coefficient is studied by experimentation and CFD. The testing models have three compression surfaces, the total length of the compression surfaces is about 0.6 meter, and the radius of the forebody leading edge is 0mm, 0.5mm, 1mm, 1.5mm and 3.0mm respectively. The income flow Mach number is 5.98, the total temperature is 670K, and the total pressure is 6.557MPa. The shadowgraph photos series are gotten by high speed shadowgraph, in which the shock wave structure is displayed distinctly, and the shock wave angle datum are gotten from the shadowgraph photos, and then the total pressure recovery coefficient is computed from the shock wave angle. Fluent is used to analyze the flowfield structure, and the total pressure recovery coefficient is also gotten from the shock wave angle. The total pressure recovery coefficient is gotten by another method, first the mean total pressure of the given section is gotten from the total pressure distribution, and then the mean total pressure recovery coefficient is gotten. The research result shows that with the radius of the forebody leading edge increasing, the first shock wave angle increases,

while the second and third shock wave angle decreases. The result from experiment and CFD both shows that the total pressure recovery coefficient computed from the shock wave angle increases slowly and then decrease, and the variety is about 0.02, but the total pressure recovery coefficient is computed by this method reckoned without the boundary layer influence. The result from CFD shows that the boundary layer thickness increases with the radius of the forebody leading edge increasing, and then the total pressure of given section decreases, and the total pressure recovery coefficient decreases about 0.2.

Key words hypersonic inlet, radius of the leading edge, high speed shadowgraph, total pressure recovery coefficient, shock wave angle