doi: 10.7690/bgzdh.2026.10.015

风洞三自由度机构对流场影响的数值研究

王瑞波，刘光远，林学东，陈学孔，张棋景
（中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所，四川 绵阳 621000）

摘要：针对某跨声速风洞三自由度机构进行变侧滑角试验时，机构偏向试验段侧壁后会影响流场均匀性和模型区横向气流偏角的问题，研究三自由度机构对流场的影响并提出改进措施。利用简化方法构建 2 维计算模型，选取三自由度机构与引射缝不同的相对位置开展数值仿真，获得变侧滑角试验条件下三自由度机构对试验段模型区流场均匀性的影响和气流偏角量值。结果表明：三自由度机构对风洞核心流场有较明显的影响，可通过调整引射缝的位置有效降低其对核心流场的影响。

关键词：跨声速风洞；引射缝；横向气流偏角；均匀性
中图分类号：V211.74　　**文献标志码：**A

Numerical Study on Influence of Flow Field by Wind Tunnel Three Degrees of Freedom Mechanism

Wang Ruibo, Liu Guangyuan, Lin Xuedong, Chen Xuekong, Zhang Qijing
(*High Speed Aerodynamics Institute*, *China Aerodynamics Research and Development Center*, *Mianyang* 621000, *China*)

Abstract: Aiming at the problem that the flow field uniformity and the lateral flow deflection angle in the model area will be affected when the three-degree-of-freedom mechanism deviates to the side wall of the test section during the variable sideslip angle test in a transonic wind tunnel, the influence of the three-degree-of-freedom mechanism on the flow field is studied and the improvement measures are put forward. The simplified method was used to construct a two-dimensional calculation model, and the numerical simulation was carried out by selecting different relative positions of the three-degree-of-freedom mechanism and the ejection slot, so as to obtain the influence of the three-degree-of-freedom mechanism on the uniformity of the flow field in the model area of the test section and the value of the flow deflection angle under the test condition of variable sideslip angle. The results show that the three-degree-of-freedom mechanism has a significant impact on the core flow field of the wind tunnel, and the impact on the core flow field can be effectively reduced by adjusting the position of the injection slot.

Keywords: transonic wind tunnel; ejector slit; transverse flow yaw angle; uniformity

0　引言

为提升某风洞的试验效率和试验质量，在其新研跨声速试验段上配备了采用迎角、侧滑角、滚转角独立解耦变化、分层叠加的三自由度模型支撑机构[1]。当进行变迎角试验时，三自由度机构处于试验段中心线，不会左右偏离，对风洞流场不会产生较大的非对称影响。当进行变侧滑角试验时，三自由度机构将偏向试验段一侧，导致机构两侧气流流通面积发生较大变化。一方面影响模型区流场均匀性，另一方面，由于在高亚声速条件下产生单侧的强压缩波，进而影响模型区的横向气流偏角对试验数据产生较大影响[2-3]。

为了能进一步摸清三自由度机构对流场的影响情况，笔者利用数值计算的方法进行分析研究，并开展跨声速风洞引射缝与三自由度机构相对位置的数值分析，根据计算结果选取合适的引射缝位置[4-5]。

1　模拟方法

三自由度模型支撑机构如图 1 所示。

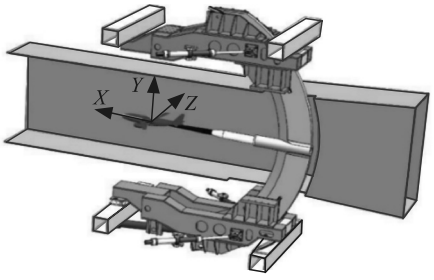


图 1　三自由度模型支撑机构

三自由度模型支撑机构可沿迎角方向和侧滑角方向分别独立运动以实现模型姿态角的变化[6]。其迎角运动如图 2 所示，侧滑角运动如图 3 所示。

收稿日期：2025-02-10；**修回日期：**2025-03-20
第一作者：王瑞波（1973—），男，山西人，硕士。
通信作者：张棋景（1996—），男，四川人。

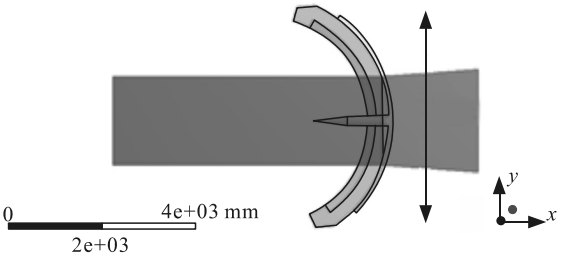


图 2　正视方向迎角运动方向

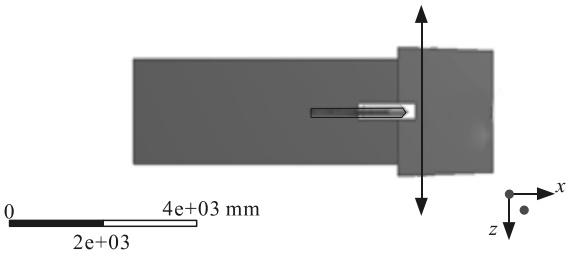


图 3　俯视方向侧滑角运动方向

根据计算需求，在计算过程中对系统外形进行了适量简化，重点关注试验段流道内流场，忽略支撑系统驱动机构、承载机构以及风洞框架等外形细节。构建的计算域如图 4 所示。考虑到试验段孔壁对主引射流动特性影响较大，分析引射缝流动必须考虑壁板附近的穿孔流动，为降低孔壁建模难度，模拟中以 2 维横向缝代替 3 维孔板，保证开孔率一致，结构参数如表 1 所示，开孔参数如图 5 所示。

表 1　2 维模拟的简化参数　　mm

序列	开孔率	孔径	孔个数	孔间距
1	0.06	18	17	306
2	0.10	18	8	188

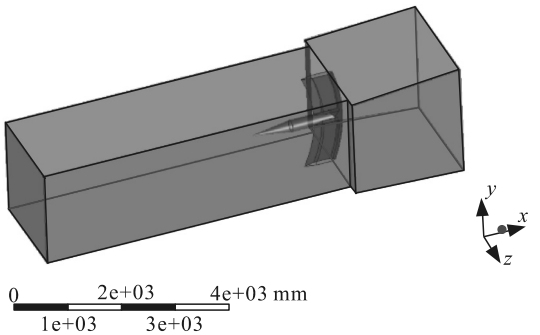


图 4　计算域

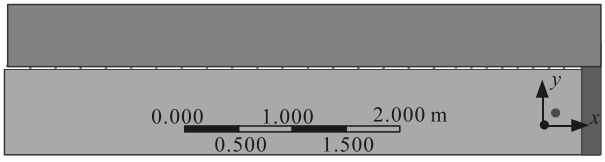
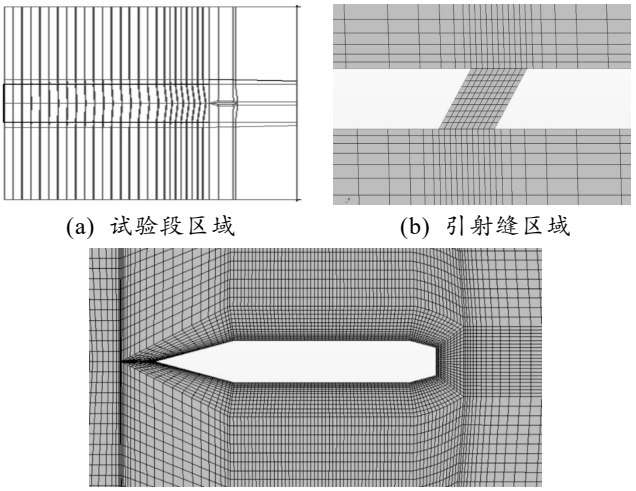


图 5　开孔

2　计算网格

计算过程采用网格划分工具 ICEM 进行网格划分，计算网格采用结构化网格如图 6 所示，一共划分 398 块 block，以 7 m 试验段长度、0 攻角计算外形为例，边界层设置划分 15 层，总厚度 0.05 m。



(a) 试验段区域　　(b) 引射缝区域

(c) 支撑机构区域

图 6　计算网格

3　边界条件

流体部分的材料为空气，物理模型加载理想气体模型和 Sutherland 公式。计算边界如图 7 所示。

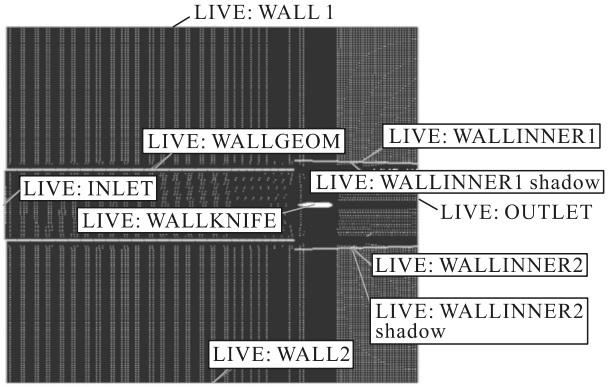


图 7　计算边界

进口边界：进口设置为压力进口，进口处总压为 120 kPa 和静压 94 kPa，总温 288 K。进口处湍流强度为 2%，湍流粘度比为 1。

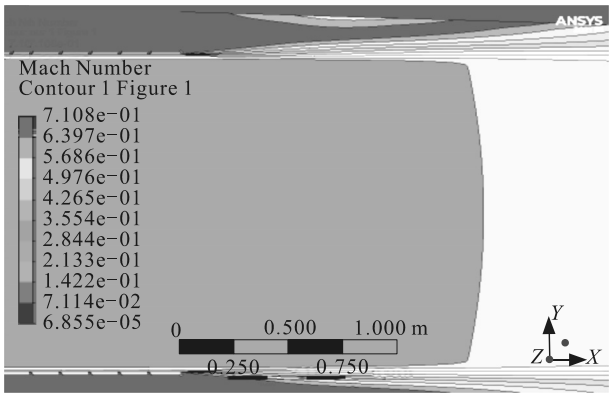
出口边界：出口设置为压力出口，大小为 0，出口温度为海拔 10 km 处的平均温度 223 K，出口处湍流强度为 2%，湍流粘度比为 1。

壁面和交界面：壁面条件为无滑移壁面，也是流固交界面，流体通过交界面将温度和压力传递给固体域。

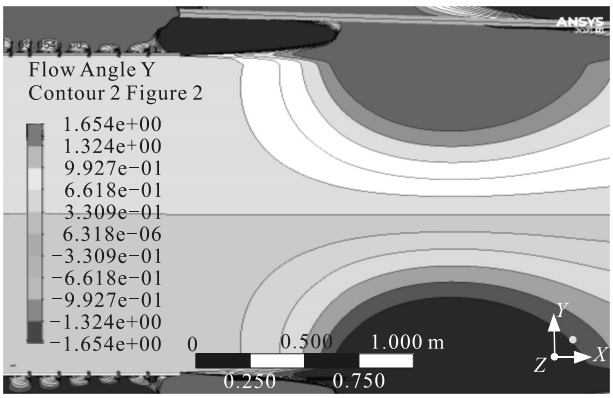
4　结果分析

4.1　三自由度机构堵塞影响

由于三自由度机构的存在，堵塞了气流的流动，如图 8 和 9 所示。

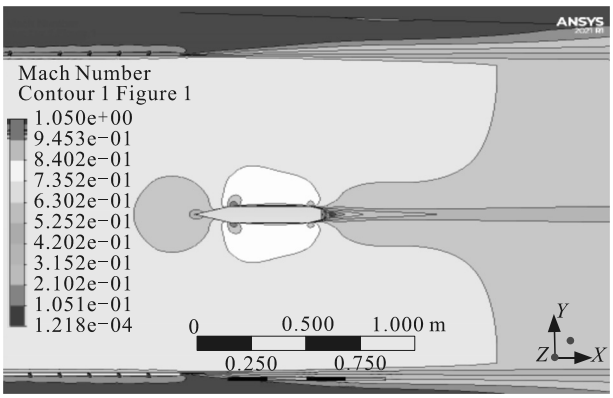


(a) 马赫数云图

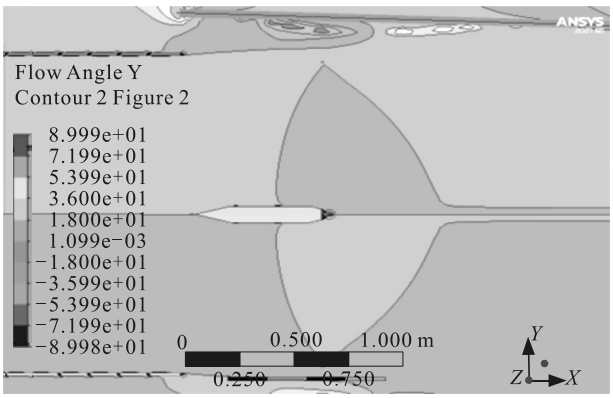


(b) 横向气流偏角

图 8　空风洞计算结果



(a) 马赫数云图



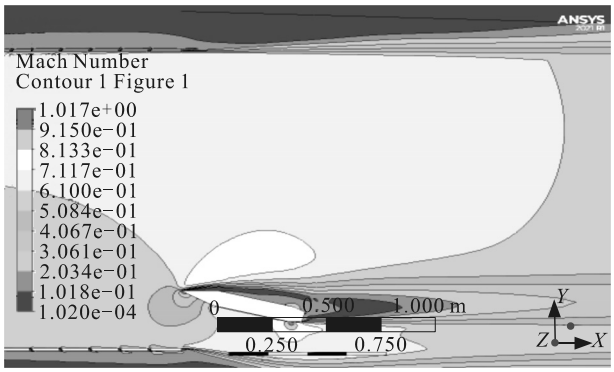
(b) 横向气流偏角

图 9　三自由度机构侧滑零度计算结果

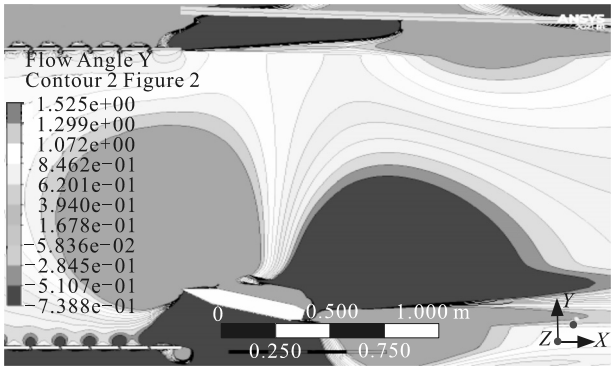
由图 8—9 可以看出：空风洞时内部流场马赫数比较均匀，但存在机构时，极大阻塞了马赫数的增加，使试验段内的流场降低，此时，需增加一定的压力比才能维持相同的试验马赫数。

4.2　三自由度机构偏转影响

当进行变侧滑试验时，由于此时三自由度机构会整体偏转试验段一侧，会导致机构两侧的气流流通面积发生剧烈变化，进而影响流场均匀性和横向气流偏角，同时造成马赫数调节控制难度加大。为摸清此类情况，针对侧滑 15°的偏转情况进行了数值计算，如图 10 所示。



(a) 马赫数云图



(b) 横向气流偏角

图 10　三自由度机构侧滑 15°计算结果

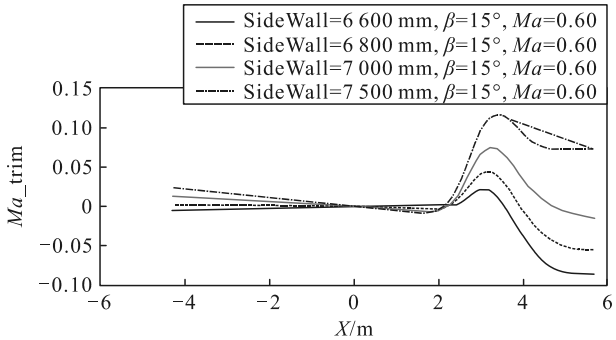
可以看出：当机构偏转后，会导致机构两侧的流场不对称，在机构当地产生较大的横向气流偏角。

4.3　三自由度机构位置影响

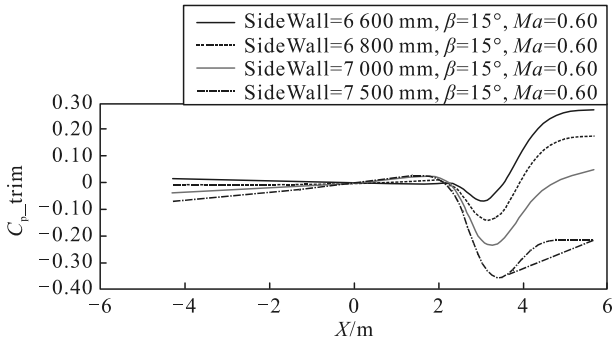
针对三自由度机构偏转过后导致的横向气流偏角较大的问题，根据以往风洞调试经验，可通过调整风洞试验段引射缝的宽度可有效改善试验段的流场均匀性，但未就引射缝与三自由度机构的空间相对位置展开研究。为了对此类问题进行研究，通过数值计算的方法计算了不同位置，以 2.4 m 风洞新研试验段为例，以三自由度机构前缘与引射缝平齐为基准，计算了引射缝前移 200、400 和后移 500 mm

3 种状态的影响。

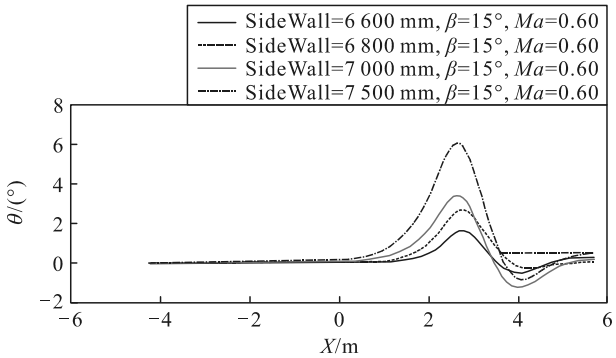
图 11 给出不同引射缝位置时横向气流偏角、压力梯度、马赫数沿核心流的分布，其中压力系数和马赫数扣除了旋心(x=0)处的值。



(a) 马赫数



(b) 压力系数



(c) 横向气流偏角

图 11　不同引射缝位置计算结果

结果表明，随着引射缝前移，模型区横向气流偏角逐渐减小，前移 200 mm 时模型区气流偏角变化幅度较小，整体量值小于 0.2°，同时马赫数分布较为均匀，模型区马赫数梯度小于 0.01m^{-1}。但引射缝的具体位置还需要深入研究和分析。为减小弯刀偏转后对试验段模型区气流偏角的影响，引射缝位置应位于弯刀前缘且保持一定的距离。

5　结论

在某新研试验段过程中，通过计算评估了三自由度机构对流场的影响，提出通过更改引射缝与三自由度机构的空间相对位置消除横向气流偏角的方法，并进行计算验证。计算结果表明：引射缝位置应处于模型支撑系统空间位置之前一定距离的适当位置，此时，试验段模型区核心流场受到的影响较小可满足下一阶段的试验需求。

参考文献：

[1] 恽起麟. 实验空气动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991: 12.

[2] 国防科学技术工业委员会. 高速风洞和低速风洞流场品质规范: GJB1179−1991[S]. 北京: 国防工业出版社, 1991.

[3] 刘光远, 王瑞波, 郭秋亭, 等. 2.4 m 跨声速风洞壁板参数对核心流均匀性的影响[J]. 航空学报, 2015, 36(9): 2930−2938.

[4] 刘琴, 陈志强, 申江, 等. 利用 M1.4 喷管和开孔壁实验段实现低超声速流场实验研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(1): 84−87.

[5] 陈德华. 高速风洞试验数据修正与使用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2018: 10.

[6] 王瑞波, 吴军强, 郭秋亭, 等. 2.4 m 跨声速风洞实验质量影响因素分析及改进措施研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(1): 37−41.