



CSTAM 2012-B03-0200

腹支撑对超声速气动特性及流场影响的数值模拟

吴天佐，刘绪，王东方，刘伟

国防科技大学航天科学与工程学院

第七届全国流体力学学术会议

2012年11月12—14日 广西·桂林

腹支撑对超声速气动特性及流场影响的数值模拟¹⁾

吴天佐*,²⁾, 刘绪*, 王东方*, 刘伟*

* (国防科技大学 航天科学与工程学院 宇航科学与工程系, 湖南长沙 410073)

摘要 超声速、高超声速风洞中模型的安装多采用尾支撑形式,但在一些特定的试验中需采用腹支撑。腹支撑不仅在支撑附近产生激波,而且支撑尾迹改变了后体与模型底部流场及表面压力系数分布,从而对整个模型的气动力特性和流场结构产生影响,带来支撑干扰。本文采用有限体积法下的二阶精度格式求解 RANS 方程,数值模拟了超声速来流条件下无和有腹支撑时钝头体的绕流流场,通过气动力特性和压力分布的比较,结合流场结构的分析,探讨不同腹支撑外形对模型气动力及流场的影响。研究表明,腹支撑对模型气动力有较大的影响,不同形状的腹支撑干扰量存在差异,腹支撑的存在改变了模型底部的压力分布。在腹支撑的设计中,应避免脱体激波的产生和较大的分离区域对模型的影响。

关键词 腹支撑; 支撑干扰; 气动特性; 数值模拟

引言

超声速风洞模型实验中多采用尾支撑方式,以往的支架干扰研究,主要集中在亚声速、跨声速条件下^[1-5],特别是对跨声速条件下,国内外都做了大量的实验与计算研究,而对超声速风洞实验,一般认为尾支撑对模型气动力的影响较小,而腹支撑对模型气动力有不可忽略的影响,而对于特定的实验,例如研究火箭喷管特性、火箭推进器底部流动,弹体级间分离实验等,不得不采取腹支撑这种方式,因此,研究腹支撑对模型气动力及底部流动的影响也甚为必要。

本文针对钝头三锥体外形,采用结构化对接网格对流场进行划分,采用有限体积法求解 RANS 方程,空间离散采用二阶精度的 Roe 格式,时间求解采用 LU-SGS 方法,分别数值模拟了无支撑和有支撑时模型的绕流流场,通过气动力特性和压力分布的比较,结合流场结构的分析,探讨不同腹支撑外形对模型气动力及流场的影响。

1 计算模型与计算网格

计算模型为无支撑球三锥体与带有腹支撑的球三锥体,带腹支撑的球三锥体是在球三锥

体上加腹支撑构成的(图1),其外形参数为:头部半径 3.35,全长 154.67,锥角分别为 $17^{\circ}20'$, $10^{\circ}50'$ 和 4° ,锥底直径分别为 30.85、36.10、50,支撑与模型相贯处前缘到头部顶点竖直距离为 79.76。计算中参考长度取全长,参考面积取锥底面积,力矩参考点选择头部顶点。考虑到物理模型的特征、实际工作量和计算条件等多方面的因素,对外形生成结构化计算网格,带腹支撑外形计算网格数约为 470 万,头部第一层网格距物面距离为 1×10^{-4} ,确保无量纲尺度 $y^+ < 1$,对称面网格如图 2 所示,全场网格分为 8 块,无奇性轴,在支撑处生成网格将整个支撑包络起来。无支撑网格为约为 124.3 万,头部与尾部有奇性轴,对称面及表面网格如图 3 所示。

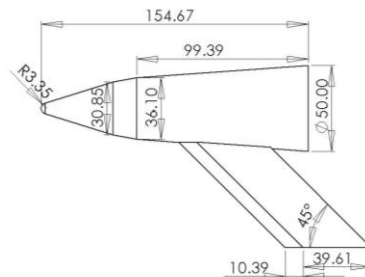


图1 球三锥带腹支撑外形尺寸

1) 资金资助项目(国家自然科学基金(11172325,90716015),“973”国家重大基础研究项目(2009CB723800))
2) 联系作者 Email: nudtwz@163.com

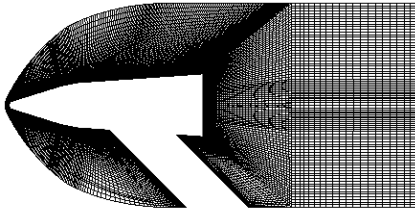


图2 有支撑对称面网格

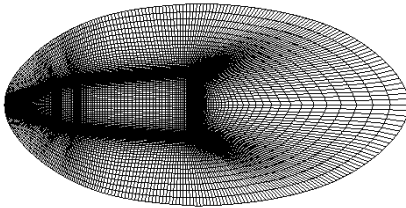


图3 无支撑表面及对称面网格

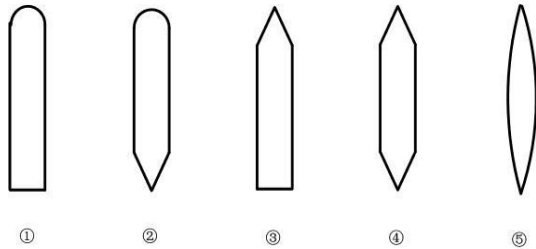


图4 支撑截面形状

为了研究不同支撑形状对模型气动力的影响，设计了如图4所示的5种支撑外形，外形①—⑤长度、宽度相等，在模型上的安装位置相同，后掠角相等。外形③为基本支撑外形。基本支撑厚度为12，前缘尖角为 30° ，整个支撑后掠角为 45° ，纵向长度为50，各支撑主要差异是前缘与后缘形状。外形①②前缘为半圆状；外形⑤为双弧面构成的对称外形。

2 数值方法

本文数值计算采用有限体积法求解 RANS 方程，采用二阶精度的 Roe 格式对空间项进行离散，时间项求解使用 LU-SGS 方法，湍流模型应用 SA 模型。计算中将空气看成理想气体，自由来流马赫数 3.26，来流温度为 150K，基于参考长度的雷诺数为 10.15×10^6 。

在风洞试验中，可以采用两步法进行干扰修正，由是否带镜像支撑状态气动力之差得到干扰量。数值计算中采用类似两步法的方法，由带、不带支撑时所得气动力之差确定干扰量。

3 计算结果

表1给出了无腹支撑时，采用湍流 SA 模型计算所得的气动力结果。表2—表4分别给出了攻角为 0° 、 10° 、 -10° 时不同支撑外形计算所得的气动力数据。可以看出，支撑的存在对模型全部气动力参数都有较大的影响。

表1 无支撑计算结果

攻角	C_m	C_n	C_a
-10	-0.2208	-0.4245	0.2580
0	0.0000	0.0000	0.2427
10	0.2208	0.4245	0.2580

表2 0° 攻角不同截面支撑模型气动力比较

支撑	C_m	C_n	C_a
support1	-0.0039	0.0014	0.2487
support2	-0.0011	0.0050	0.2490
support3	-0.0047	0.0001	0.2486
support4	-0.0073	-0.0031	0.2484
support5	-0.0038	0.0001	0.2488

表3 10° 攻角不同截面支撑模型气动力比较

支撑	C_m	C_n	C_a
support1	0.1797	0.3799	0.3229
support2	0.1825	0.3836	0.3240
support3	0.1822	0.3826	0.3233
support4	0.1815	0.3813	0.3235
support5	0.1923	0.3941	0.3264

表4 -10° 攻角不同截面支撑模型气动力比较

支撑	C_m	C_n	C_a
support1	-0.2061	-0.4000	0.3296
support2	-0.2053	-0.3987	0.3298
support3	-0.2066	-0.4015	0.3298
support4	-0.2095	-0.4050	0.3305
support5	-0.2108	-0.4077	0.3309

图5—图7给出了不同支撑外形下支撑干扰数据比较图。

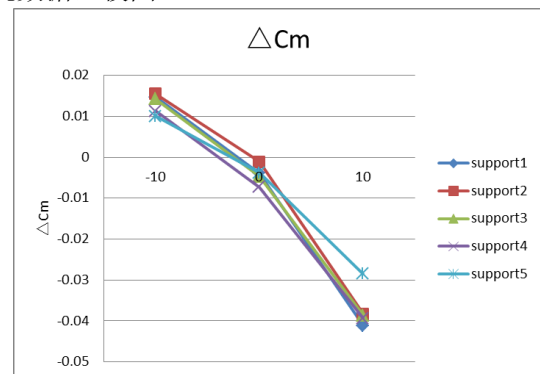


图5 ΔC_m 随攻角的变化

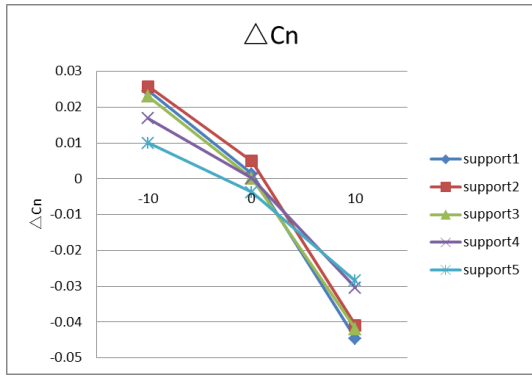


图6 Cn 随攻角的变化

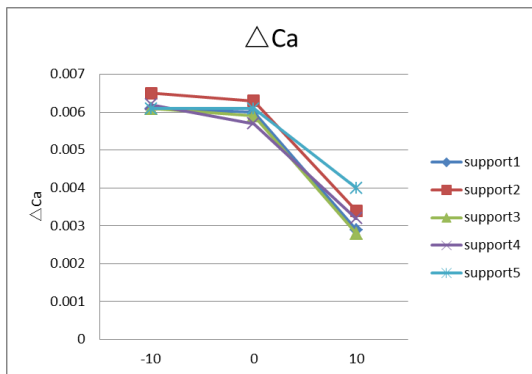


图7 ΔCa 随攻角的变化

总体来看,不同支撑形状对模型气动力的影响趋势较为一致,在正攻角时,腹支撑对模型气动力影响相对负攻角时偏大。支撑前缘形状主要影响支撑前激波的相对位置,半圆状前缘可能在支撑前缘处引起弓形分离激波,而尖状前缘在支撑前缘引起附体激波,从而造成支撑前缘处流动结构不一样,产生气动力的差异,而后缘形状会影响支撑尾迹区的大小,尖

状后缘引起的流动分离区域较小,对支撑后流动的影响较小。

对俯仰力矩系数,攻角不为 0° 时,支撑⑤的干扰量最小,支撑①③对俯仰力矩系数的影响较大,说明横向截面的尾缘对俯仰力矩的影响较大;攻角为 0° 时,支撑②的干扰量最小。

对法向力系数,外形为尖头尖尾的支撑④⑤在各攻角下影响均较小,支撑①②③的影响较为一致,而钝头前缘外形①②对法向力的干扰量较大。

对轴向力系数,在 10° 攻角时,支撑的干扰量较小,各支撑在攻角为 0° 与 -10° 时的轴向力系数相差很小。

一般而言,支撑干扰量小且规律性好是气动设计人员的目标。通过对以上支撑干扰量曲线的分析,综合来看,支架⑤的干扰量较小。因此,支杆⑤对于模型静态试验是较为理想的选择。

图8给出了 0° 攻角时无支撑和各支撑的模型表面及流场对称面压力分布图。从图8(b)-(f)中可以看出,不同支撑模型上半部分的压力分布基本一致,腹支撑主要影响模型下半部流场分布,而对上半部分的影响很小,对模型支撑前的流场的影响也较小,这是因为在超声速来流条件下,流场受到扰动后不会向前传播,只会影响支撑前缘处很小的距离,而支撑后的流场会因支撑发生较大的改变。

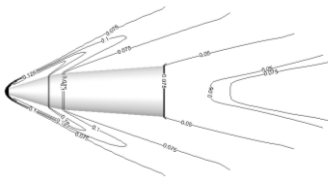


图8(a) 无支撑

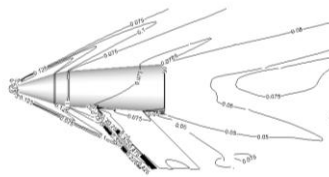


图8(b) 0° 支撑①

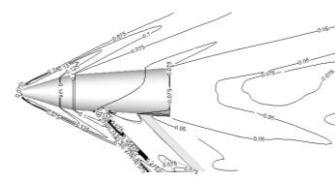


图8(c) 0° 支撑②

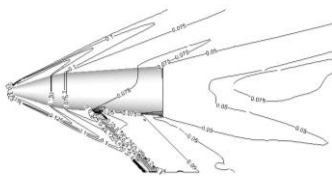


图8(d) 支撑③

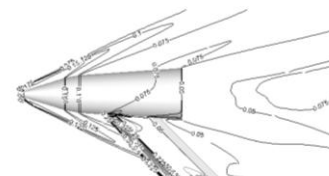


图8(e) 支撑④

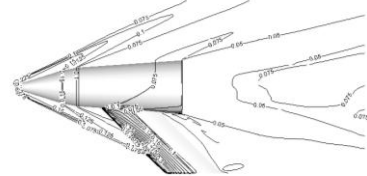


图8(f) 支撑⑤

图8 0° 攻角无支撑及各支撑表面及对称面压力分布



图 9(a) 无支撑

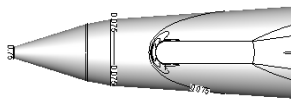


图 9(b) 支撑①

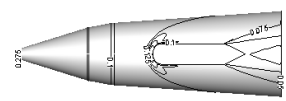


图 9(c) 0° 支撑②

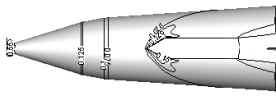


图 9(d) 支撑③



图 9(e) 支撑④

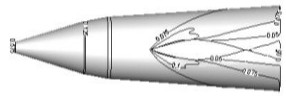


图 9(f) 支撑⑤

图 9 0° 攻角无支撑及各支撑模型下表面压力分布



图 10 无支撑底部压力分布



图 11 支撑③底部压力分布



图 12 支撑⑤底部压力分布

图 9 给出了 0° 攻角时不同支撑模型下表面压力分布。支撑①②、③④前缘形状相同，后缘不同，可以看出，压力分布在支撑前缘处基本一致，而在后缘处，发生较大的变化。在后缘处发生膨胀波，膨胀波的位置不同，造成支撑后模型表面压力分布的差异，进而影响气动力分布。支撑①③、②④后缘形状相同，前缘不同，可以看出，压力分布在支撑后缘处基本一致，而在前缘处，有较大的不同，主要是激波形态的差异，尖状前缘将产生附体激波，而钝状前缘会导致在支撑前缘处产生脱体激波，扩大支撑的影响区域。从图 9(f) 中可以看出，相对光滑的外形，对流场的影响也较为平滑，尖锐的前缘产生附体激波，相对支撑③④，不会在支撑变化剧烈处产生严重的分离，对流场的影响也较小。

图 10 给出了无支撑时模型底部压力分布，图 11 和图 12 分别给出典型支撑③和⑤的模型底部压力分布，腹支撑的存在使模型底部中

心处的压力发生变化，靠近支撑的一侧等压力线变密，改变了模型底部的压力分布。

4 结 论

在超声速来流条件下，通过对不同截面形状腹支撑模型流场的数值模拟得到了如下结论：

腹支撑对模型气动力有较大的影响，不同形状的腹支撑干扰量存在差异，研究表明，双弧形对称支撑外形造成的支撑干扰量最小；各种形状的腹支撑干扰量在正攻角时相对负攻角时都偏大；在腹支撑的设计中，应避免脱体激波的产生和较大的分离区域对模型的影响；腹支撑的存在改变了模型底部的压力分布。

致谢：本文的研究得到了国防科技大学高性能计算软件研制项目的资助。

参考文献

- 1 G. S. Taylor, I. Gursul. Support Interference for a Maneuvering Delta Wing. *Journal of Aircraft*, 2005. 42: p. 1504.
- 2 章荣平, 王勋年, 李真旭, 任智勇. 低速风洞尾撑支杆干扰研究. *实验流体力学*, 2006. 20: p. 33-39.
- 3 范召林, 崔乃明. 高速风洞腹部支架干扰工程计算方法. *气动实验与测量控制*, 1994. 8(2): p. 71-77.
- 4 刘景飞 陈宝 高剑军 吕红 焦仁山, 风洞支撑系统优化设计及支架干扰数值模拟研究. 广东江门. 中国航空学会 2009 年学术年会, 2009
5. Steinbach, D. Calculation of support interferences on the aerodynamic coefficients for a wind tunnel calibration model. *The Aeronautical J*, 1991.

NUMERICAL SIMULATION OF VENTRAL STING INFLUENCE ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND FLOW IN SUPERSONIC FLOW

WU Tianzuo¹ LIU Xu¹ WANG Dongfang¹ LIU Wei¹

(1 Department of Aerospace Science and engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract Generally, a model is supported with tail support in supersonic and hypersonic wind tunnel experiment, but in some special cases, the model should be fixed with ventral sting. The ventral sting produces shock waves on body ahead it, the wakes modify the flow and the surface pressure behind it, so it influences the flow around the model and causes the changes of aerodynamic characteristics, this is the interference of the sting. With solving RANS equations by using the finite volume method, the effect on flow fields, surface pressure and aerodynamic characteristics of a tricone with and without the ventral sting in supersonic flow are studied numerically. The investigation indicates that the ventral sting influences all aerodynamic characteristics, causes the variation of base pressure; different ventral shapes have distinct interferences. When designing the ventral sting, one should avoid the detached shock wave and separated regions.

Key words Ventral sting, Sting interference, Aerodynamic characteristics, Numerical simulation