

可压缩流向涡与反向运动激波 相互作用的实验¹⁾

刘延宁 尹协振 韩肇元

(中国科技大学力学和机械工程系,合肥 230026)

摘要 对可压缩流向涡与反向运动激波相互作用的现象进行了实验研究. 实验在 94 mm × 94 mm 的方截面激波管中进行. 在实验段上游安装了一个有限翼展平直机翼. 当入射激波通过机翼后, 波后 2 区气流在模型翼尖诱导出一条流向涡. 入射激波在激波管端壁反射后, 形成的反射激波在观察窗处和流向涡发生作用. 实验中拍摄了激波与流向涡作用全过程的纹影照片, 观察到了一些和定常激波与旋涡相互作用不同的现象, 并与数值计算结果进行了初步比较.

关键词 激波, 可压缩流向涡, 激波和旋涡干扰, 激波管

引 言

激波与旋涡是流体力学中两种具有强烈非线性的现象, 它们之间相互作用会产生十分复杂的流动图像. 激波与旋涡的作用可分为两种形式: 一种是二维相互作用, 即激波波面与旋涡涡核轴线平行, 并且旋涡在涡核轴线方向没有速度分量; 另一种称为激波与流向涡相互作用(包括轴对称和三维情况). 我们曾对前者进行过理论和实验研究^[1~5].

激波与旋涡相互作用现象在工程中有强烈的应用背景. 发动机出口处旋涡与射流中激波的相互作用, 是其气动噪声的主要来源之一; 当飞行器在跨超声速区以大攻角飞行时, 前体和机翼不断产生的流向涡与飞行器后部尾翼产生的激波相互作用时, 会产生非定常气动载荷, 从而影响飞行器的气动性能; 旋涡与进气道唇口激波发生作用会降低进气道效率; 在超燃发动机的研究中, 有人提出利用流向涡与激波作用后旋涡的破碎来提高燃料预混的效率. 因此, 近年来激波与旋涡相互作用, 特别是与流向涡的作用, 引起了许多学者的关注. Mettwally^[6], Cattafesta^[7]在超声速风洞中利用旋涡发生器产生不同强度的流向涡, Kalkhoran^[8]在超声速风洞中利用有限翼展平直机翼从翼尖产生流向涡, 分别研究了流向涡与定常斜激波和正激波的相互作用. 以上几篇文献中都提到激波与旋涡相互作用后, 产生了激波变形、激波振荡、流场非定常、涡核扩散、激波后出现回流区, 以及再压缩激波等复杂现象. 文献[7]中还给出了旋涡破碎的极限曲线. 在数值计算方面, Kandil^[9]等人利用实验测量得到的涡结构, 用全 N-S 方程分别模拟了轴对称和三维情况下的内流与外流中激波与流向涡相互作用现象, 捕捉到了螺旋型、泡型破碎, 其计算结果显示了流场的非定常性. Rizetta^[10]等人则直接模拟了翼尖涡的产生及其分别与定常斜激波和正激波的作用. 以上工作都是研究流向涡与定常激波的相互作用, 对于运动激波与流向涡相互作用的研究迄今未见有工作发表. 本文的目的是研究可压缩流向涡与运动激波的相

1) 国防预研基金资助项目.

1997-02-02 收到第一稿, 1997-08-23 收到修改稿.

互作用, 试图了解流向涡与运动激波相互作用现象的演变过程, 以及定常干扰与非定常干扰之间的差别. 在激波管中进行了这方面初步的实验研究, 观察到了与定常激波情况下一些不同的现象, 进行了数值模拟, 并对二者进行了对照.

1 实验装置

实验在中国科技大学的方截面激波管中进行, 实验装置如图 1 所示. 激波管高压段长 2 m, 低压段长 5 m, 试验段为 94 mm × 94 mm 方截面. 实验中采用常温下空气驱动空气, 4 区压力为 0.4 MPa, 1 区压力为 5 kPa. 测得激波马赫数 $M_s = 2.10$, 相应 2 区气流速度 $U_2 = 450 \text{ m/s}$, 气流马赫数 $M_2 = 1.02$. 有限翼展机翼模型安装在观察窗上游 150 mm 处激波管侧壁上, 攻角可调. 模型如图 2 所示, 横截面为菱形, 展长 47 mm, 弦长 30 mm, 最大厚度 4.2 mm.

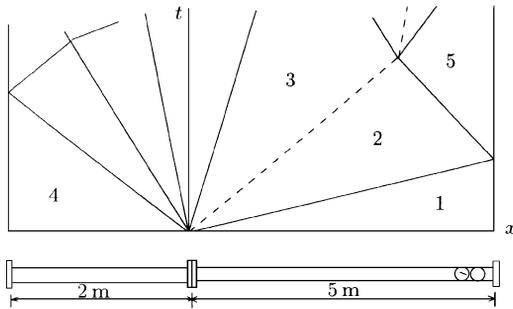


图 1 激波管示意图
Fig. 1 Shock tube

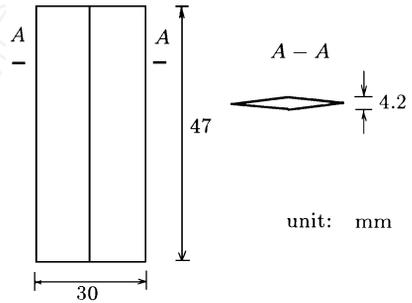


图 2 实验模型
Fig. 2 Testing model

实验的主要测量手段为纹影照相. 激波管管壁上所安装的传感器用来测量激波速度和触发纹影仪火花光源的延时电路. 每次实验拍摄一张照片, 通过调节延迟电路的延迟时间来获得运动激波与旋涡相互作用过程中不同时刻的照片.

实验中, 当入射激波经过模型后, 波后 2 区气流在模型翼尖诱导出流向涡, 调节模型攻角可调节旋涡强度. 入射激波到达激波管端壁反射后, 形成一个平面激波逆 2 区气流与旋涡相向运动, 在观察窗位置与旋涡发生作用, 此时延时电路输出脉冲解发火花光源, 相机记录下流场纹影图像.

2 实验结果及讨论

2.1 与激波作用前的旋涡

图 3 所示为流向涡的纹影照片. 模型的攻角为 15° . 纹影仪的刀口水平放置, 旋涡在照片中为一条上黑下白的直线. 从拍摄的不同时刻旋涡纹影照片发现, 当激波波后 2 区气流为超声速时, 流场中可得到稳定的旋涡. 在 2 区实验时间 (约 2 ms) 内, 旋涡都是稳定的.

2.2 激波与旋涡作用后的流场图像

图 4(a ~ d) 为反射激波与旋涡作用过程中各时刻的纹影照片. 其时间分别对应激波自端壁反射后 0.420 ms, 0.440 ms, 0.560 ms, 0.600 ms. 实验状态与拍摄未干扰旋涡时相同. 反射激波马赫数 M_r 可由运动激波关系得出, $M_r = 1.80$. 照片中激波波面靠近壁面处由于与边界层作用

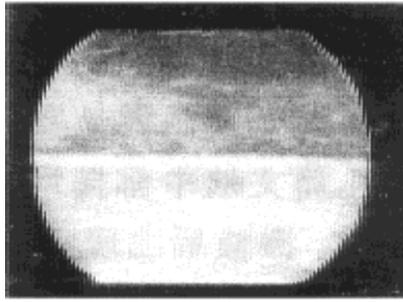


图 3 与激波干扰前的流向涡

Fig. 3 Streamwise vortex without interaction with shock wave $M_2 = 1.02$, $\alpha = 15^\circ$

而发生弯曲. 图 4(a) 表示了激波与旋涡作用的初始阶段. 激波波面在涡核区域产生一个小的泡状结构, 激波波后涡核成螺旋状扭曲. 图 4(b) 显示随时间增长, 泡状结构逐渐增大, 激波波面向运动方向凸起, 生成一锥形泡激波. 在泡的下游, 涡核保持螺旋状, 这种现象在旋涡和定常激波干扰情况下还没有发现. 随着时间继续增长, 从图 4(c) 中可以看到典型的激波旋涡干扰图像. 锥形泡越来越大, 其后涡核变粗, 流场出现泡状紊流区域, 并紧随激波一起向前运动, 泡状紊流区域后又重新出现螺旋状涡核. 在锥形激波与平面激波相交处, 还出现一道类似马赫杆的激波, 考虑到照片是三维图像的二维投影, 实际上是一圈环带形马赫激波, 它围绕着泡状紊流区域. 并且, 泡激波内出现了一些关于波前未扰动涡丝不对称的波系. 图 4(d) 显示, 随着时间

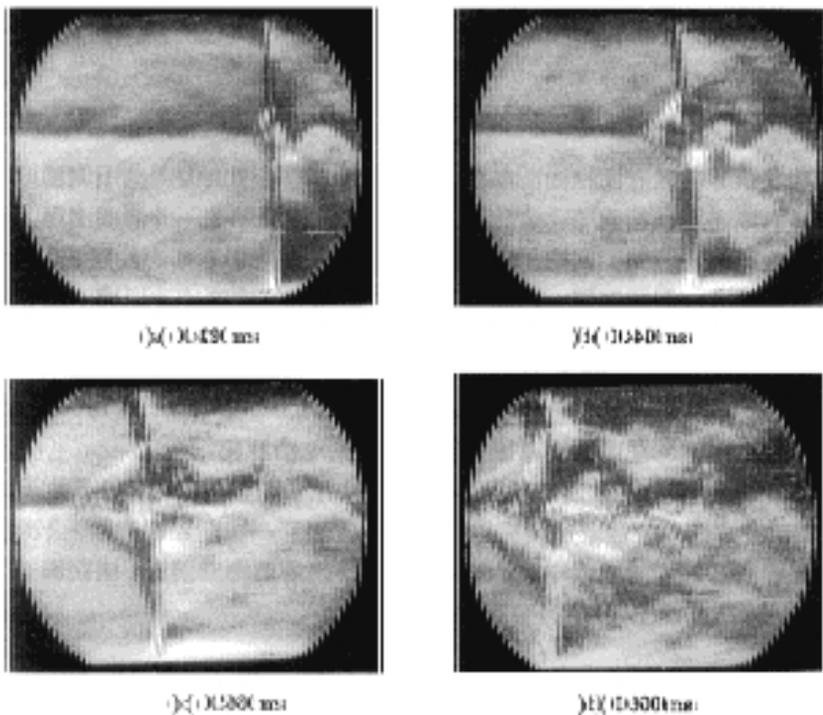


图 4 可压缩流向涡与运动激波相互作用

Fig. 4 Interaction of streamwise vortex with moving shock wave

继续增长, 流场结构和图 4(c) 相似, 只是流场紊流度增大, 螺旋形涡核在激波波后静止区域中逐渐扩散.

2.3 数值模拟结果

我们用轴对称 Euler 方程模拟了运动激波与流向涡相互作用的现象. 数值模拟中, 利用 Smart^[11] 等人对翼尖涡结构的测量结果作为初始条件, 采用了 Harten 的二阶迎风显式 TVD 格式, 结果如图 5 所示. 图 5(a) 为子午面上等密度线图, 捕捉到了锥形泡激波以及锥形泡激波与平面激波相交处的环带形马赫激波. 在泡激波和马赫激波之间存在一条接触面. 图 5(b) 的速度矢量图显示, 在锥形泡激波后有回流区, 对应于实验中的泡状紊流区域. 但是, 未捕捉到泡下游的螺旋状涡结构. 虽然和实验照片比较, 数值模拟捕捉到了一些基本波系, 但以上的数值结果只是初步的工作. 我们将进一步开展三维 N-S 方程的模拟.

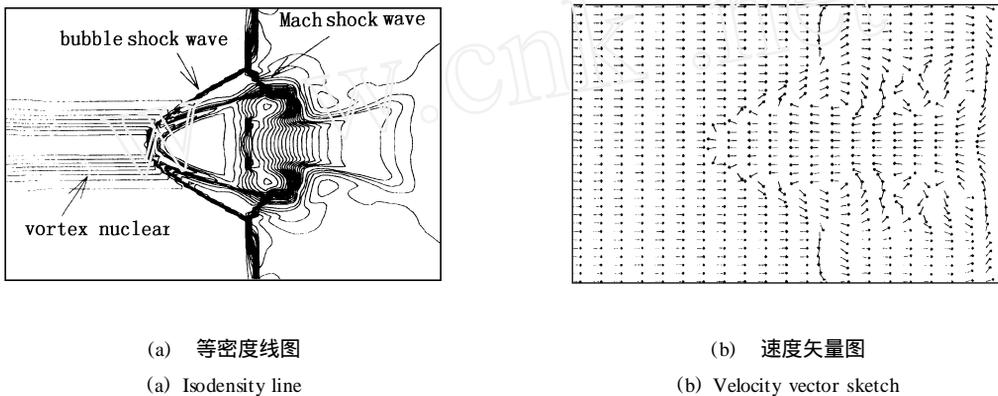


图 5 数值模拟结果

Fig. 5 Results of numerical calculation

2.4 讨论和分析

把本文的非定常干扰的结果和前人所做的定常干扰的结果进行对照可以发现二者之间具有某些不同的特征. 在旋涡与运动激波的干扰中, 现象存在一个演变过程. 在干扰的初始阶段, 出现很小的泡激波, 波后涡核产生螺旋状结构, 这类似于弱干扰现象. 随着时间的发展, 泡激波倾角逐渐减小, 涡核膨胀, 回流区增大, 出现强干扰的流动图像. 泡激波的倾角不仅与来流马赫数有关, 而且与反射激波强度有关. 这些都是非定常干扰所表现出的特征.

3 结 论

- 1) 激波管是用来进行激波和旋涡干扰实验的有效手段.
- 2) 在 94 mm × 94 mm 的方截面激波管中进行了可压缩流向涡与反向运动激波相互作用的实验. 得到了非定常干扰全过程的实验照片. 发现了一些在定常干扰中不同的现象.
- 3) 开展了可压缩流向涡与运动激波相互作用现象的数值模拟, 捕捉到了实验中流场的基本结构, 但还需进一步开展研究.

参 考 文 献

- 1 尹协振, 韩肇元, 李新利. 运动激波和旋涡相互作用的实验观察. 气动测量与控制, 1993, 7:5~9 (Yin Xiezheng, Han

- Zhaoyuan and Li Xinli, The experimental observation of the moving shockwaves interacting with the vortices, *Aerodynamic Experiment and Measurement & Control*, 1993,7:5~9 (in Chinese)
- 2 尹协振, 雷忠, 尹协远. 运动激波在平板上诱导的旋涡强度的测量. *实验力学*, 1995, 10:103~109 (Yin Xiezhen, Lei Zhong and Yin Xieyuan, The measurement of the strength of vortices induced by moving shockwaves passing through a plate. *Journal of the Experimental Mechanics*, 1995,10:103~109 (in Chinese))
 - 3 雷忠, 尹协振, 尹协远. 激波与涡对相互作用的实验研究. *力学学报*, 1996, 28:83~89 (Lei Zhong, Yin Xiezhen and Yin Xieyuan, The experimental investigation into the interaction between shockwaves and vortex pairs, *Acta Mechanica Sinica*, 1996,28:83~89 (in Chinese))
 - 4 Yin Xiezhen. Characteristic method of shock dynamics used in shock-vortex interaction. *Trans of Japan Soc Aeron & Space Sci*, 1995,38:151~160
 - 5 杨慧菁, 尹协振, 韩肇元. 运动介质中激波动力学的差分方法. *中国科学技术大学学报*, 1996, 26:132~136 (Yang Huijing, Yin Xiezhen and Han Zhaoyuan, The differential method for geometrical shock dynamics in moving Media, *Journal of China University of Science and Technology*, 1996,26:132~136 (in Chinese))
 - 6 Metwally O, Settles G, Horstman C. An experimental study of shock wave/vortex interaction. AIAA-89-0082, 1989
 - 7 Cattafesta LN, Settles G. Experiments on shock/vortex interaction. AIAA-92-0315, 1992
 - 8 Kalkhoran I, Smart M, Betti A. Interaction of supersonic wing-tip vortices with a norma shock. *AIAA J*, 1996,34:1855~1861
 - 9 Kandil OA, Kandil HA, Liu CH. Three dimensional supersonic vortex breakdown. AIAA-93-0526, 1993
 - 10 Rizzeta DP. Numerical simulation of oblique shock-wave/vortex interaction. AIAA-94-2304, 1994
 - 11 Smart M, Kalkhoran I, Bentson J. Measurements of supersonic wing tip vortices. *AIAA J*, 1995,33:1761~1768

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON INTERACTION OF A COMPRESSIBLE STREAMWISE VORTEX WITH A MOVING SHOCK WAVE¹⁾

Liu Yanning, Yin Xiezhen, Han Zhaoyuan

(University of Science and Technology of China, Hefei, Anhui 230026, China)

Abstract An experiment on the interaction of a compressible streamwise vortex with a moving shock wave has been conducted in a shock tube with 94 mm × 94 mm square cross section. A finite-span wing was mounted in upstream of the test section. When a shock wave passed through the wing, a streamwise vortex was induced from the tip of the wing by the supersonic flow behind the shock wave. After the incident shock wave reflected from the end of the shock tube, the interaction of the reflected shock wave with the streamwise vortex occurred at the position of the viewing window. A series of schlieren pictures were taken in the experiments. Some phenomena different from that of steady interaction were observed. It showed that in the incipient stage of the interaction the shock front decomposed slightly and the vortex core distorted to a spiral shape. As time passed, the size of the decomposed bubble shock became larger and a recirculation bubble appeared downstream of the shock front.

1) The project supported by the National Defense Foundation.

Received 2 February 1997, revised 23 August 1997.

The vortex core disappeared in the recirculation region and reconstructed downstream of it. A Mach stem like shockwave was found at the joint position of the bubble shock and the incident shock. Also some waves which were not axial-symmetric with respect to the undistorted vortex core were observed in the bubble shock.

The numerical investigation was also carried out to simulate the interaction. The Euler equation was used under the quasi-axisymmetric assumption. The upwind TVD scheme was implemented. With the total enthalpy constant and zero radial velocity assumption as well as the given profile of the tangential velocity of the vortex, the radial momentum equation was integrated to get the pressure and density profile. The numerical result showed the waves observed in the experiment. Further Navier-Stokes simulation will be carried out.

Key words shock wave, compressible streamwise vortex, interaction of shock with vortex, shock tube