

静压气体轴承中的激波与边界层相互影响的研究进展*

孙 昂 马文琦 王祖温

(大连海事大学机电与材料工程学院 大连 116026)

摘要: 综述空气动力学理论中激波—边界层相互影响的一般特性以及静压气体轴承中的激波与边界层相互影响理论与试验研究。指出随着计算技术和微流体测试技术的发展,气膜内的压力分布、速度分布和马赫数分布,根据流场各段不同的流动特点,将可以采用合适的湍流模型进行计算机模拟,并采用相关试验得到验证。静压气体轴承中的激波—边界层相互影响将得到更深入的研究,必将促进对较高供气压力和较大气膜间隙条件下,静压气体轴承气膜入口、出口转角区和气膜内轴承特性的全面了解。

关键词: 气体轴承 激波 边界层

中图分类号: TH133.35

0 前言

激波与边界层相互影响理论是空气动力学研究的热点问题。通常所说的激波与边界层相互影响是指激波出现在固体壁面附近时,因为气体具有粘性,激波的逆压梯度会引起边界层分离和再附以及激波的分叉等。目前的研究大致可以分为四个方面:激波从平板边界层上的反射;流过内折凹角区的超声速流;管道中的超声速流所产生的激波;超声速流绕流尖劈。从研究的方法上,可分为试验研究、理论分析及数值模拟。

激波与边界层相互影响的现象首先在空气动力学的研究中被发现,1939年 FERRI 在超声速风洞的试验中,观察到机翼后缘附近激波与边界层相互影响后的边界层分离现象。嗣后,一些国家相继开展了对这种相互影响现象的研究,试验结果表明这种相互影响的特征主要取决于边界层的流态,激波上游为层流和湍流两种情形时相互影响特征不同。

静压气体轴承一般情况下遵循在边界层理论基础之上经过假设简化后推导出的雷诺润滑方程,但在特殊的情况下也会出现激波与边界层相互影响现象。1961年在美国麻省理工学院作访问的日本学者 MORI^[1]首先发现这一现象,在此后的数十年里一些学者陆续对这一复杂现象进行了较为深入的理论与试验研究。

1 激波—边界层相互影响的基本特性

在空气动力学领域中激波与边界层相互影响问题已有许多研究工作者进行了深入细致的研究,得到了激波与边界层相互影响的基本理论,应用这些理论可以解释静压气体轴承中所产生的激波与边界层相互影响现象。

1.1 激波在平板边界层上的反射

当激波入射到平壁上的层流边界层时,由于粘性的作用,边界层内速度由壁面上的零增加到层外的超声速。层内的流动分为亚声速区和超声速区,因为激波只能在超声速流中形成,因此从主流区射向壁面的激波,只能伸到边界层内的声速处,不能直接扩展到壁面上。由于边界层内的超声速区的流速,在边界层的法线方向是变化的,所以边界层内的激波是曲线形的。气流通过激波时,压力、密度、温度突跃上升,速度则突跃下降。如果物体表面上是层流边界层,激波后的高压可以通过层流边界层内的亚声速流部分逆流前传,使激波入射点附近上游的压力有所升高,于是流速相应降低,边界层增厚,流线凸起。此外,由于层流边界层不能承受较大的逆压梯度,所以在激波入射点附近常常出现边界层分离现象。分离区的出现使得流线的凸起更加显著,于是在激波入射点上游,将形成一个微弱压缩波区,并进而汇聚成一道激波,称为第一道反射激波,入射激波后的超声速气流由于沿外凸曲线流动而形成扇形膨胀波束。气流通过膨胀波后,将折向物面,使得边界层又重新贴到壁面上。由于气流

* 国家自然科学基金资助项目(50335010)。20051208 收到初稿,20060310 收到修改稿

折回到与壁面相平行的方向, 因而形成新的压缩波区, 并汇聚成第二道反射激波。由于这一系列的相互影响, 第二道反射波后的边界层常转换为湍流边界层。

关于激波与湍流边界层相互作用的机理与层流情形相类似。所不同的是, 由于在湍流边界层中不仅仅是分子, 湍流微团也参与动量交换, 所以湍流边界层能够承受较大的压力梯度, 不象层流边界层那样容易分离。在同样激波强度的作用下, 激波与湍流边界层相互作用程度和影响范围也较小。反射波由一较窄的压缩波系所组成, 反射波后边界层有中等程度的增厚。当激波强度增大到一定程度时, 同样可引起湍流边界层分离。

由于边界层对激波的作用, 使激波在边界层不断衰减, 因此波后气流压强沿气膜高度方向是变化的, 这使边界层问题的一个重要特性 $\partial p / \partial y \approx 0$ 在激波位置不能成立, 另外由于边界层中的压力扰动能从亚声速区向前传去, 使得 $\partial p / \partial y \approx 0$ 在激波前面也不再成立。同时, 由于气流通过激波时速度发生突变, 所以在激波点附近, 边界层内 $\partial u / \partial x$ 与 $\partial u / \partial y$ 成为同一数量级, 这使边界层问题另一个重要特性 $\partial u / \partial x = \partial u / \partial y$ 在激波点附近也不成立。这些是激波与层流边界层相互影响下流场的重要特征, 也是该问题复杂化的原因之一。

1.2 流过内折凹角区的超声速流

当物面突然内折出现凹角时, 在理想超声速流的条件下, 在折点将产生斜激波。实际上由于边界层的存在, 激波不可能一直扩展到壁面上去, 边界层内贴近壁面的总是一层亚声速流, 激波后面的高压会通过这一亚声速层传到激波前面去。这会在边界层内形成很强的逆压梯度, 在逆压梯度的作用下, 激波前面的边界层会变厚。于是对主流来说, 凹角变成了凹曲面。凹曲面会使气流提前产生一系列压缩波, 并在离壁面一定距离处汇聚成一道斜激波。层流边界层内亚声速层较厚, 在逆压梯度的作用下, 易在凹角顶处产生分离区, 波后的边界层往往已变成湍流。如果波前边界层原来是湍流, 其亚声速层较薄, 波后的高压虽仍要前传, 但它所影响的范围小得多, 凹角有些钝化, 一般边界层没有分离现象。压缩波在离壁面不太远处汇聚成一道斜激波。

1.3 管内的超声速流

当超声速气流在管道中流动时, 有时在管道某断面处会产生激波。对于理想无粘性的气体, 这种激波是正激波。但对于粘性流体, 由于有边界层的存在, 也产生边界层与激波的相互影响。当激波强度不大时, 在靠近管壁处产生两道斜激波, 而中间

部分为正激波。当激波强度增大或边界层厚度增大时, 斜激波逐渐扩大到管道中心附近, 随后又会产生第二道、第三道等激波, 这称为拟激波。气体经过拟激波的压力上升较经过正激波时的压力上升低, 且上升的幅度较平缓, 图 1 是拟激波与理想无粘流正激波波后压力上升的比较图^[2]。据此可以根据波后压力回升的趋势判定管内存在的激波类型。

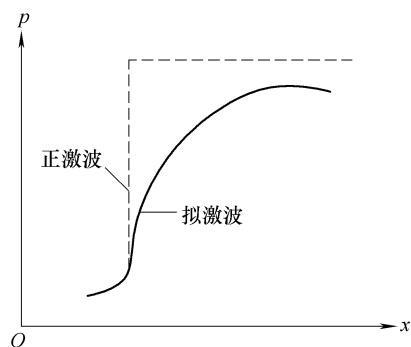


图 1 拟激波与理想无粘流正激波波后压力上升比较

2 激波与边界层相互影响理论在静压气体轴承中的应用研究

关于静压气体轴承中的激波与边界层相互影响的理论研究, MORI 最先做了尝试, 在《Tran. ASME Journal of Basic Engineer》杂志中首次论述圆盘推力轴承入口区压力下降的原因^[1]。在研究单供气孔平行圆盘止推气体轴承间隙内的压力分布时, 他发现当提高供气压力、增大轴承的工作间隙时, 轴承间隙内的压力分布不再像通常雷诺润滑方程所表述的那样——从供气孔到轴承边界压力是逐渐降低到环境压力, 而是供气孔出口附近的压力迅速下降, 直至低于环境压力并到达最低压力点, 而后再逐渐上升到环境压力以上, 最后再逐渐降低到环境压力。MORI 试图用一维超声速流动的激波理论解释这一现象, 假设突跃的正激波将轴承分为超声速流动区和亚声速流动区, 在超声速区用常值的壁面摩擦因数代替粘度项, 通过兰金—雨贡纽关系式得到激波前后波面的参数关系, 并将理论计算结果与试验结果进行了对比。虽然 MORI 的理论模型能够定性地解释轴承中超声速流动和激波的存在, 但试验中没有观察到突跃的强激波间断面, 这与其假设的计算模型有较大的差异, 而且超声速区壁面摩擦因数的取值没有严格的理论基础, 只能试探得到经验值。对这个问题 1962 年 GROSS 在他的“Gas film bearings”一文中富有意义地指出, 这里或许有正激波并伴随着斜激波, 是激波与边界层的

相互影响导致压力逐渐恢复^[2]。

由于正激波理论不能完全解释供气孔出口附近的压力迅速下降,直至低于环境压力并到达最低压力点,而后再逐渐上升到环境压力以上这个现象,1972~1975年间MORI采用拟激波理论研究静压气体轴承气膜入口处的压力下降问题^[3-4]。1972年他首先采用CROCCO管内无波动拟激波模型研究圆盘推力轴承,因为拟激波内部复杂难于分析,CROCCO管内无波动拟激波模型忽略由于激波所导致的熵增,但将壁面附近耗散导致的熵增考虑进来。CROCCO模型的不足之处是激波区的宽度不能确定。因此MORI通过假定耗散区的变化率相等、湍流边界层没有压力梯度及当边界层的厚度从壁面发展到整个间隙时激波区结束来确定激波区宽度。这种假设的结果会引起激波区末端速度的中断。1975年他又采用IKUI的无速度间断的扩散拟激波模型研究圆盘推力轴承。这个模型有两个优点:①通过在微分方程中引入一个经验系数确定主流与边流之间的压力分布、速度和质量流率,而不必考虑边流的形状变化。②当主流的速度与边流的速度相互扩散直至相等时,拟激波段结束,进入亚声速区。MORI的第二个拟激波模型较好地揭示了超声速扩展区的压力逐渐恢复现象,并且在压力恢复、拟激波开始和结束的位置以及激波宽度的计算方面也优于他1972年建立的模型。

1973年POUPARD^[5]对内部补偿的圆盘推力轴承的超声速区进行了理论与试验研究。在他所建立的运动方程中将摩擦因数作为独立的一项考虑,计算得到超声速区和亚声速区的分界曲线,并在确定相应条件下进行了试验研究。试验结果与理论计算一致,并对气流入口处倒圆角和不倒圆角两种形状作了对比试验。试验发现入口处倒圆角后压力分布曲线形状不变,但曲线将向轴承气流出口方向移动,这种移动可以大大提高轴承承载能力。另外增加进气口的大小同样可以提高承载力。

1978年SALEM^[6]对静压球轴承的超声速现象进行了理论研究。计算结果表明与圆盘推力轴承相比,球轴承可以采用较高的进气压力和较大的气隙而不会出现激波现象,同时球轴承必须具有较低的表面粗糙度。

1984年日本学者MIYAKE等^[7-8]首次提出超声速气体轴承的设计原则,分别从理论上研究了超声速推力轴承的静态和动态特性。在理论研究的基础上,MIYAKE等进行了试验研究,试验结果和这里提出的超声速轴承理论预测的压力分布相符,证实了该理论的有效性^[9]。MIYAKE等的一维超声速流

动模型与HARUO不同的是,没有人为假设流道中存在正激波,而且把整个供气管道和轴承间隙作为一个整体通盘考虑。他们的数学模型延续了HARUO用常值的壁面摩擦因数代替粘度项的假设,但最终MIYAKE等的计算结果没有捕捉到流场中的激波系,不能解释入口喉道处的流动分离现象。

此后关于静压气体轴承中的激波与边界层相互影响的理论研究变得很少,而计算流体力学和空气动力学自20世纪80年代中期以来取得了突飞猛进的发展,出现了一大批无振荡、高分辨率的差分格式和方法,可以较好地捕捉流场中的激波。这一时期湍流理论研究也取得了长足的进展,GIRIMAJI等研究了Burgers湍流有关惯性区及远耗散区中的谱及能量传递的各种问题^[10],BATAILLE等使用涡动阻尼拟正规Markov过程模型研究了三维可压缩湍流的能量传递过程并给出了较好的结果^[11];在湍流冲击射流流动的研究中,CHEN等用 κ - ω 湍流模型对冲击区的湍流场进行了较好的模拟,与试验结果吻合良好^[12]。如果能将这些气体动力学领域的最新进展应用于气体轴承的超声速区激波与边界层相互影响机理的研究中,必将促进对静压气体轴承入口区及轴承特性的全面了解。

3 静压气体轴承中激波与边界层相互影响的试验研究

对于静压气体轴承中的激波与边界层相互影响的试验研究是与理论研究同步的。MORI在1961年研究圆盘推力轴承入口区压力下降的原因时,就将理论计算结果与试验结果进行了对比,通过试验测得的压力分布曲线定性解释轴承中超声速流动和激波的存在。STAHLER^[13]采用自由水表面模拟静压圆盘和矩形气体轴承内产生的激波。他的试验研究发现,在带有圆形进气孔的矩形轴承内产生的激波形状类似椭圆。在MORI的研究基础上,还有几位学者对静压气体轴承进气区的超声速压力急剧下降并逐渐恢复的问题进行了试验测试,并得到类似结论。KASSAB^[14]采用试验的方法研究了静压矩形气体轴承在不同工作条件和尺寸时的性能参数。他计算了有压力下降时入口区的压力分布图,压力下降到一个最小值后会再增加到一个最大值,这个最大值小于入口压力值,同时压力最小的这个点与供气孔的距离保持不变,与轴承凹槽和外部尺寸无关。1977年SALEM^[15]对平面衬垫、带凹槽衬垫、阶梯形凹槽衬垫三种类型的矩形气体轴承在不同工作条件的性能参数进行了试验研究。结果发现,在

一定气膜厚度和供气压力条件下, 三种类型的轴承中在靠近进气孔的气膜处都存在超声速区, 在入口区压力下降到最小, 然后压力又逐渐增大到最大, 这个最大压力值将低于入口压力。对于静压圆盘推力轴承, BOFFEY 等^[16]观察到当气流进入气膜时压力急剧下降, 这种下降的幅度与该点的速度增加值一致, 而且他们将试验结果与理论计算进行了比较, 结果表明, 实测的供气孔与气膜相接处的静态压力值低于按照雷诺理论计算得到的静态压力, 而该处实测的动态压力变化值又高于按照雷诺理论计算的动态压力变化值。原因是理论上过高估计了进入气膜处的稳态压力值。在此之后, 他们设计了试验的可视化模拟装置并拍下了当时测试的照片, 如图 2 所示。

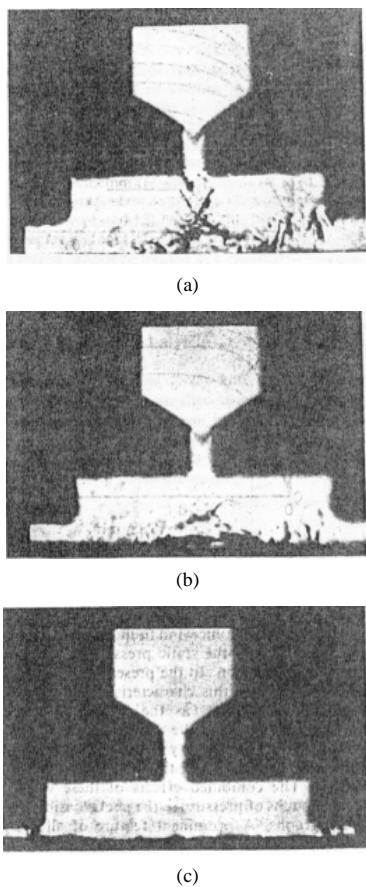


图 2 气流可视化照片

图 2a 是气膜间隙比较大时的照片, 从图 2a 上可以发现, 从气流入口到小孔出口的转角处存在斜激波, 下表面上存在膨胀波。图 2c 是气膜间隙比较小时的照片, 从照片上可以发现, 从气流入口到小孔出口的转角处没有激波, 在气膜间隙处存在正激波。图 2b 的气膜间隙介于中间, 从照片上可以发现, 其激波强度也介于两者之间。20 世纪 90 年代以来, 以 KASSAB 为代表的一些学者, 在对不同形状的矩形气体轴承在不同工作条件的性能参数进行试验研

究发现, 在入口区压力下降到最小, 然后压力又逐渐增大到最大, 这个最大压力值将低于入口压力。此外压力下降将随着气膜厚度和供气压力的增加而增加。从目前所查到的有关静压气体轴承激波现象的研究资料中可以发现, 最近十年来有关此现象的研究文章很少, 而且由于气膜间隙很小, 相关试验测试的参数只有压力, 而可以直接判定流场运动状态的参数, 如速度或马赫数还没有测试的报道。目前随着微流体速度测试技术的发展, 已具备开展对气膜间隙内的速度测试和气膜流动状态的可视化监测条件。

4 结论

静压气体轴承中的激波与边界层相互影响是一个极其复杂的研究课题。虽然许多学者作了大量的研究工作, 取得了一定的进展, 但近十年来相关的研究却不多, 仍有不少问题有待于今后进一步深入研究。随着计算技术与测试技术的发展, 航空航天领域的激波与边界层相互影响的数值模拟和试验研究取得了一些新的进展与突破, 目前对于具有相当复杂几何条件的激波与层流边界层相互影响问题, 采用有限差分法可求解可压缩 N-S 方程, 能够得到比较合理的解。对于湍流情况, 目前结果还不是很好, 但已取得一些经验与结论。将空气动力学中的激波与边界层相互影响研究的新成果应用于静压气体轴承的研究中, 必将促进对轴承气膜入口区及轴承特性的全面了解。

参 考 文 献

- [1] MORI H. Theoretical investigation of pressure depression in externally pressurized gas lubricated circular thrust bearings[J]. Trans. ASME. J. Basic Eng., 1961, 83: 201-208.
- [2] GROSS W A. Gas film bearings[M]. New York: J. Wiley & Sons, 1962.
- [3] MORI H, MURAKAMI K. A pseudo shock theory of pressure depression in externally pressurized circular thrust bearings[D]. Kyoto: Kyoto Univ., 1972.
- [4] MORI H, EZUKA H. A pseudo shock theory of pressure depression in externally pressurized circular thrust bearings[C]//Proc. JSLE-ASLE Intern. Lubr. Conf., Tokyo, June 1975: 286-294.
- [5] POUPARD M, DROUIN G. Theoretical and experimental pressure distribution in supersonic domain for an inherently compensated circular thrust bearings[J]. Trans. ASME. J. Lubr. Technol., 1973, 95: 217-221.

- [6] SALEM E, KHALIL F. Choked flow in externally pressurized spherical gas bearings[J]. *Wear*, 1978, 47(1): 61-70.
- [7] MIYAKE, INABA T, MATSOUKA T. An externally pressurized supersonic gas thrust bearing (report 1, static characteristics in supersonic operations)[J]. *Trans. of ASME. Journal of Tribology*, 1984, 106: 163-168.
- [8] MIYAKE, INABA T, MATSOUKA T. An externally pressurized supersonic gas thrust bearing (report 2, dynamic characteristics in supersonic operations and static characteristics in sonic operations)[J]. *Trans. of ASME. Journal of Tribology*, 1984: 169-173.
- [9] MIYAKE, INABA T, KUBO N, et al. An experimental study on externally pressurized supersonic gas thrust bearings[J]. *Trans. of ASME. Journal of Tribology*, 1985, 107: 122-127.
- [10] GIRIMAJI S S, ZHOU Y. Spectrum and energy transfer in steady Burgers turbulence[J]. *Phys. Lett. A*, 1995: 202-279.
- [11] BATAILLE F, ZHOU Y, BERTOGLIO J P. Energy transfer and triadic interactions in compressible turbulence[R]. NASA CR 206249; ICASE Report 97-62, 1997.
- [12] CHEN Q, MODI V. Mass transfer in turbulent impinging slot jets[J]. *Int. J. Heat Mass Transfer*, 1999, 42: 873-887.
- [13] STAHLER A F. Further comments on the pressure depression effect in externally pressurized gas-lubricated bearings[J]. *ASLE Trans.*, 1964, 7: 366-376.
- [14] KASSAB S Z. Gas bearings[D]. Alexandria: Alexandria University, 1980.
- [15] SALEM E, SHAWKY M. An Experimental investigation into the performance of externally pressurized rectangular bearings[J]. *Wear*, 1978, 50: 237-257.
- [16] BOFFEY D A, WILSON P M. An experimental investigation of the pressure at the edge of a gas bearing pocket[J]. *Trans. ASME. J. Lubr. Technol.*, 1981, 103: 593-600.
- [17] 罗曼芦. 气体动力学[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 1989.

RESEARCH ON INTERACTION OF SHOCK WAVES WITH BOUNDARY LAYER IN STATIC GAS BEARINGS

SUN Ang MA Wenqi WANG Zuwen
(School of Electromechanics and Materials
Engineering, Dalian Maritime University,
Dalian 116026)

Abstract: The research work on interaction of shock wave with boundary layer in aerodynamics is reviewed, including its general characteristics, theoretical and experimental researches on interaction of shock wave with boundary layer in externally pressurized gas bearings. With the developments of CFD and micro-fluid testing technology, the pressure distribution, velocity distribution, Mach number distribution in the clearance can be simulated by computer with proper turbulence models according to the flow feature in the separate parts of fluid field, and experimentally tested. A deeper research of the theory on interaction of shock wave with boundary layer in externally pressurized gas bearings will be conducted, and further comprehension of its bearing performance of the inlet region, outlet corner region and bearing feature in the clearance will be advanced.

Key words: Gas bearing Shock wave Boundary layer

作者简介: 孙昂, 女, 1970年出生, 博士, 讲师。目前主要从事气动零件、气压传动与控制及气体润滑技术等研究。

E-mail: sunangdl0772@sina.com