

叶片全表面换热系数和冷却效率的实验测量

白江涛, 朱惠人, 张宗卫, 许都纯
(西北工业大学动力与能源学院, 710072, 西安)

摘要: 采用瞬态液晶技术测量了涡轮导叶叶片全表面的换热系数和冷却效率. 实验叶片前缘区域有 5 排复合角度圆柱形气膜孔, 压力面有 10 排圆柱形孔, 吸力面有 2 排圆柱形孔和 2 排扇形孔, 气膜孔排由 2 个供气腔供气. 实验叶栅由 3 个直叶片构成, 叶栅进口雷诺数是 1.1×10^5 , 前腔二次流与主流的质量流量比为 5.87%, 后腔为 1.06%. 实验测量获得了叶片表面换热系数和冷却效率的二维分布云图, 结果表明: 气膜孔下游的换热系数和冷却效率都较高; 扇形孔下游的冷却效率比圆柱形孔的高; 受叶栅通道涡的影响, 吸力面气膜覆盖区域收缩, 压力面气膜覆盖区域扩张; 吸力面换热系数分布受气流分离和通道涡影响.

关键词: 导叶; 气膜冷却; 换热系数; 瞬态测量; 液晶

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2010)11-0092-06

Measurements of Heat Transfer Coefficient and Film Cooling Effectiveness Distribution on a Vane Using Transient Liquid Crystal Technique

BAI Jiangtao, ZHU Huiren, ZHANG Zongwei, XU Duchun
(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The Heat transfer coefficient and the film cooling effectiveness were measured on a turbine NGV airfoil employing the transient liquid crystal technique. There are five rows of compound angle cylinder film holes on the showerhead, 10 rows of cylinder holes on the pressure side, two rows of cylinder holes and two rows of fan-shaped holes on the suction side. All the film cooling gas are supplied by two plenums. The measurements were conducted for a three-vane linear cascade at an inlet Reynolds number of 1.1×10^5 , a mass flow ratio of 5.87% in the first plenum and 1.06% in the second plenum. Detailed distributions of the heat transfer coefficient and the film cooling effectiveness were obtained. The result shows that the heat transfer coefficient and the film cooling effectiveness are higher in the near hole region, and the fan-shaped hole displays higher film cooling effectiveness than the cylinder hole. The film cover region shrinks on the suction side and expands on the pressure side by the influence of passage vortex. In addition, the heat transfer distribution on the suction side is influenced by the flow separation and the passage vortex.

Keywords: vane; film cooling; heat transfer coefficient; transient measurement; liquid crystal

在高性能发动机中,随着涡轮前燃气温度不断提高,涡轮等高温部件逐渐采用气膜冷却技术对其表面加以保护.随着气膜冷却技术在发动机中的应用,自 20 世纪 70 年代以来,国内外学者对气膜冷却

技术开展了广泛的研究.气膜冷却的研究一方面集中在平板气膜冷却的机理上,主要研究雷诺数、吹风比、动量比、密度比、压力梯度、湍流度等流动参数和气膜孔形状、直径、孔间距、孔排间距、出流角度等几

何参数对换热系数和冷却效率的影响;另一方面集中于带气膜孔叶片在发动机工况下的应用,主要研究带气膜孔的叶片在发动机不同工作状态下的表面换热系数和气膜冷却效率,以便于准确预测叶片表面温度,进而预测叶片强度和寿命.

自 20 世纪 90 年代初,逐渐有学者进行发动机工作状态下的带气膜孔叶片的换热与冷却实验研究. Nirmalan 等人^[1]在发动机实际工作状态下研究了马赫数、雷诺数、湍流度、气膜出流等因素对带有多排气膜孔的涡轮导叶表面换热系数的影响. Abuaf 等人^[2]在暖风洞中使用瞬态测试技术测量了带有 14 排气膜孔的涡轮导叶叶片表面换热系数和气膜冷却效率,研究表明气膜孔下游的换热系数和冷却效率都相对较高. 这些研究主要采用热电偶测量,获得的换热系数和冷却效率结果一般为叶片某一截面的数值,或者为叶高方向的平均值,随着新型测量技术的发展,逐渐有学者测量获得了带气膜叶片全表面的换热系数和冷却效率. Drost 等人^[3]采用瞬态液晶技术测量了带有 2 排气膜孔和 3 排气膜孔的 2 个叶片表面的换热系数和冷却效率,获得了详尽的二维分布云图,分析了吹风比对换热系数、冷却效率和热通量的影响. Zhang 等人^[4]采用压敏漆(PSP)技术测量了带有单排气膜孔涡轮叶片压力面的冷却效率,获得了 4 个流量比(MFR)条件下的冷却效率分布云图,研究表明冷却效率随流量比的增大而略微升高,但变化不明显.

目前,随着对叶片表面二维温度场预测要求的增强,国际上叶片全表面换热系数和冷却效率的实验测量逐渐成为发展趋势,而在国内还鲜少见到该类实验测量. 本文针对某型带有多排气膜孔的涡轮高压导叶,建立了一套叶栅风洞实验台,采用窄带液晶瞬态测量技术,测量了叶片全表面的换热系数和冷却效率.

1 实验设备和数据处理方法

1.1 实验叶片

本文研究的叶片是直叶片,模型如图 1 所示. 叶片表面共有 19 排复合角度气膜孔,其中前缘有 5 排圆柱形气膜孔,压力面有 10 排圆柱形气膜孔,吸力面有 4 排气膜孔,其中 2 排是扇形孔,另 2 排是圆柱形孔. 叶片有 2 个冷气供气腔,前腔供给前缘 5 排气膜孔、压力面的前 6 排气膜孔和吸力面的 4 排气膜孔,后腔供给压力面的后 4 排气膜孔. 叶片的尺寸和气膜孔的布局如图 2 所示,其中叶片前缘为零点.

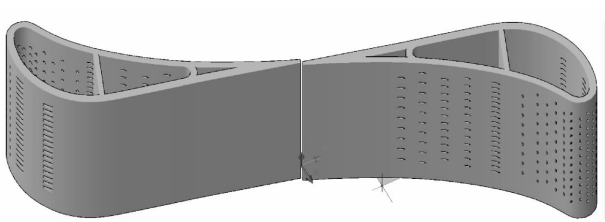
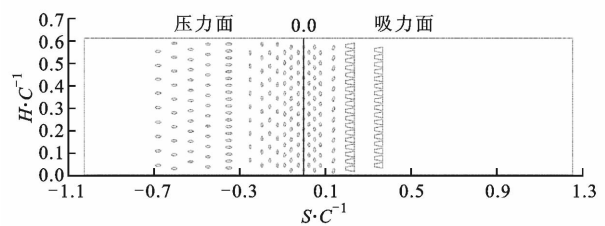


图 1 实验叶片模型



S 为叶片弧长;C 为叶片弦长;H 为叶片高度

图 2 叶片尺寸和气膜孔布置示意图

1.2 实验设备

实验系统如图 3 所示,实验台叶栅由 3 个叶片、2 个通道构成,其中两侧的叶片为实心叶片,没有气膜孔,仅仅用于形成叶栅通道,中间的叶片为实验测量叶片. 叶栅通道参数见表 1. 实验测量叶片表面喷涂黑漆作为底色,在黑漆涂层上喷涂型号为 SPN/R35C1W 的窄带液晶,液晶在实验中用于叶片壁面温度的测量.

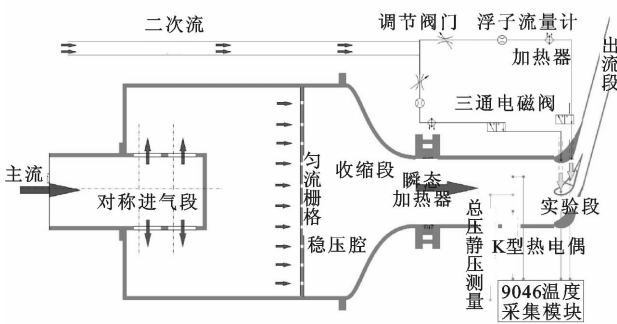


图 3 实验系统示意图

表 1 叶栅通道参数

C/mm	135.6
叶栅栅距 P/mm	93.52
H/mm	83.6
进气角 $\alpha_1/(^\circ)$	90
出气角 $\alpha_2/(^\circ)$	15

图 3 还展示了实验的测量系统,主流速度由皮托管和斜管微压计测量,皮托管位于通道中间叶片前 200 mm 处;主流温度通过 2 个叶栅通道中间位

置处的热电偶测量;二次流流量由二次流加热器前的浮子流量计测量;二次流温度通过2个供气腔内的热电偶测量;叶片表面温度通过液晶测量,液晶颜色随时间的变化由3个3CCD摄像机拍摄记录,其中叶片压力面由1个摄像机拍摄,前缘和吸力面由2个摄像机拍摄。

1.3 实验测量方法

实验采用瞬态技术测量叶片表面换热系数和冷却效率,具体的测量原理和测量方法详见文献[5-7]。换热系数和冷却效率的定义如下

$$h = q / (T_{aw} - T_w) \quad (1)$$

$$\eta = (T_{aw} - T_g) / (T_c - T_g) \quad (2)$$

式中: q 为热流量; T_w 为壁面温度; T_{aw} 为绝热壁温; T_g 为叶栅通道主流温度; T_c 为气膜孔二次流温度。

1.4 数据采集与处理

实验中, T_g 和 T_c 采用K型热电偶测量,壁面液晶颜色的变化由3CCD摄像机记录,壁面液晶变色的时刻 t 可由DV摄像记录获得, T_w 由液晶颜色温度标定曲线得到。热电偶数据使用Pressure System公司的NetScanner™ model 9046温度扫描阀进行采集,采样频率为10 Hz,DV摄像机的拍摄速率为25帧/s。

数据理由作者所在实验室编写的内部程序实现,图片像素点的几何位置信息通过特征点对应和一阶二维插值得到,具体的方法详见文献[8]。

1.5 实验误差

叶片表面换热系数和冷却效率的测量误差来源于主流温度、二次流温度的热电偶测量误差,壁面温度的液晶测量误差,时间测量误差和叶片材料物性测量误差。本文实验中,热电偶温度测量误差 $\Delta T_1 = \pm 0.2^\circ\text{C}$,液晶温度测量误差 $\Delta T_2 = \pm 0.2^\circ\text{C}$,时间测量误差 $\Delta t = \pm 0.1\text{ s}$,叶片材料物性参数测量误差 $\Delta(\rho c \lambda)^{1/2} = \pm 20$ 。由文献[9-11]的误差分析方法,计算得到本文实验的换热系数测量结果的相对误差为6%,冷却效率测量结果的相对误差为10%。

2 实验结果与分析

2.1 实验工况

实验工况如下:以叶片弦长和叶栅进口速度定义的进口雷诺数 $Re_{in} = 1.1 \times 10^5$,对应出口雷诺数 $Re_{out} = 4.6 \times 10^5$;前腔二次流与主流的质量流量比 $K_1 = 5.87\%$,后腔质量流量比 $K_2 = 1.06\%$ 。

2.2 实验结果

采用3个摄像机拍摄的叶片表面的液晶录像像

素点约有79 400个,其中压力面有28 500个测量点,吸力面有50 900个测量点。受测量光源和安装螺钉的影响,叶片上下两端部分区域的测量数值无效;受叶栅通道叶片安装的干扰,压力面 $S/C \approx -0.41$ 和吸力面 $S/C \approx 0.53$ 附近区域的测量数值无效。

2.2.1 换热系数 叶片表面换热系数的实验结果如图4所示,可以看出,叶片前缘 $-0.3 < S/C < 0.16$ 区域的局部高换热系数区倾斜向上,其他区域的局部高换热系数区水平向前。对比图4、图2可知,叶片表面局部高换热系数区位于气膜孔的下游位置。前缘附近 $-0.3 < S/C < 0.16$ 区域的多排气膜孔出口向上倾斜,气膜出流有从叶根向叶尖流动的分速度,叶栅通道主流沿叶片表面从前缘向尾缘流动,气膜出流和叶栅主流掺混后,气膜孔下游局部区域的气流方向倾斜向上。同时,由于气膜孔二次流出流和叶栅主流掺混,气膜孔下游区域的流动扰动增强,从而使换热增强、换热系数升高。在其他区域,气膜孔出口方向向前,气膜出流沿叶片前缘向尾缘流动,与叶栅主流方向基本一致,二者掺混后的局部气流保持水平方向,从而使局部高换热系数区呈水平状。

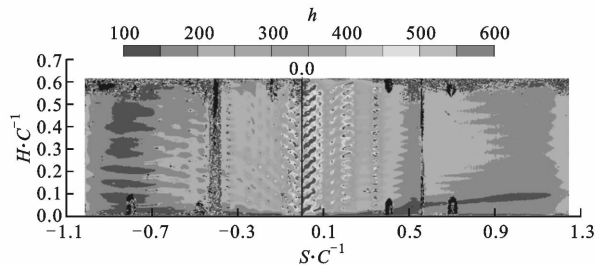


图4 叶片表面换热系数云图

图4表明,叶片前缘区域的换热系数比其他区域的高。其原因是:叶栅主流在叶片前缘位置附近冲击滞止,冲击流动造成较高的换热系数;前缘位置的气膜孔排密集,其二次流出流对叶片表面气流扰动极大,从而导致较高的换热系数。叶片前缘区域附近,压力面换热系数比吸力面低。这是因为受叶栅通道气流流动的影响,叶片压力面上的静压高于吸力面,气流速度则相对较低,相应地换热系数较低。

在图4吸力面 $S/C = 0.46$ 处到吸力面尾缘区域内,存在一条明显的低换热系数线型区域,线型区域倾斜向上,在线型区域内换热系数相对较低,在线型区域下方换热系数相对较高,该现象是叶栅通道流动中复杂的涡系造成的。图5给出了文献[12]通

过流场显示技术得到的叶栅通道涡系示意图。由图 5 可以看出,随流动发展,通道涡 V_p 在 $B-B$ 截面位置附近开始靠近吸力面,随后逐渐与吸力面相切,增大接触面积,在吸力面上产生冲击、附着和脱离的流动; V_p 一直发展到吸力面尾缘,最终离开叶片表面,在此流动过程中 V_p 逐渐增强并向叶栅通道中部发展,使得其与吸力面脱离的迹线亦由叶根向叶片中部发展。由图 5 中 $C-C$ 截面涡系分布可以看出,在 V_p 脱离吸力面位置处,壁面附近的气流在垂直壁面方向上存在远离壁面的分速度,该分速度会使得脱离位置处的边界层厚度增加,从而使换热系数降低,在吸力面上形成低换热系数线型区域;相反,当 V_p 冲击附着吸力面时,存在冲击壁面的分速度,它会减薄边界层厚度、增强换热,使冲击附着区域的换热系数升高。

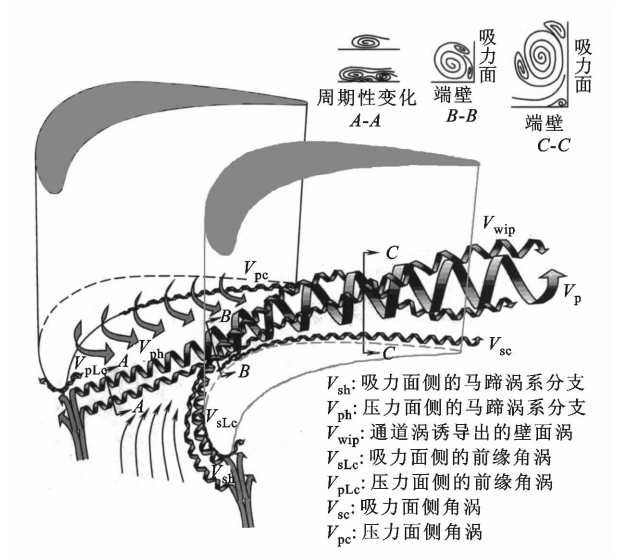


图 5 叶栅通道涡系示意图

本文计算了叶片表面沿叶高方向 20%~80% 范围内去除无效测量点后的换热系数平均值,平均值沿弧长方向的分布如图 6 中实线所示,局部区域的平均值如图中虚线所示。在图 6 中,对叶片表面任一排气膜孔分析可知,换热系数在气膜孔出口处最高,随着到气膜孔出口距离的增加换热系数逐渐降低。由图 4、图 6 可以看出,压力面换热系数自前缘向后逐渐降低,在尾缘附近换热系数逐渐升高。这是因为前缘受叶栅主流冲击滞止作用换热系数较高,随着到前缘距离的增加,冲击作用逐渐减弱,换热系数降低;另一方面,随叶栅通道流动,压力面自前缘至尾缘壁面静压逐渐降低,壁面附近气流速度则相应逐渐增大,壁面换热系数在速度增大的作用

下有上升的趋势,但受压力面多排气膜孔出流强烈扰动导致高换热系数的影响,该趋势直至尾部无气膜孔区域才表现出来,它致使尾缘附近的换热系数逐渐升高。吸力面平均换热系数自前缘向后亦逐渐降低,在尾缘附近逐渐升高。与压力面不同的是,在吸力面 $S/C=0.5$ 位置附近,换热系数经历了先升高后降低的变化。该现象产生的原因是:吸力面是一个凸面,气流在该位置附近发生边界层分离、再附着的过程,在分离位置处边界层较厚,换热系数相应较低,而在再附着位置处边界层较薄,换热系数相应较高。

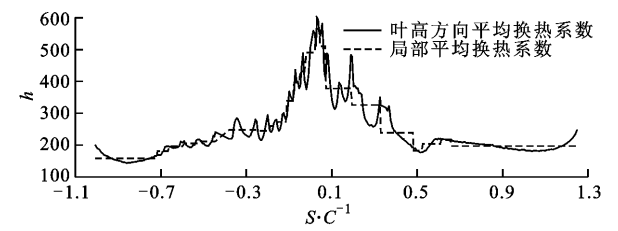


图 6 叶片表面平均换热系数分布

2.2.2 冷却效率 冷却效率的实验结果如图 7 所示。对比图 7、图 4 和图 2 可以看出:叶片表面局部高冷却效率区域与局部高换热系数区域的分布基本相同,位于各排气膜孔下游位置;前缘附近 $-0.3 < S/C < 0.16$ 区域的局部高冷却效率区域倾斜向上,其他区域的局部高冷却效率区域水平向前。由图 7 可以看出,在压力面 $-0.35 < S/C < 0$ 的范围内,叶尖附近的冷却效率要高于叶根附近的冷却效率。这是因为该区域气膜孔出口方向倾斜向上,气膜出流朝叶尖方向汇聚,使得叶尖附近的气膜覆盖效果更好,冷却效率较高。由图 7 还可以看出,吸力面两排扇形孔下游的冷却效率很高。这表明扇形孔的扩张形出口使得气膜出流能够很好地覆盖在叶片表面,产生较高的气膜冷却效率。

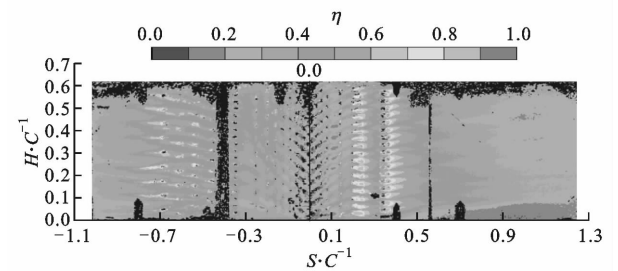


图 7 叶片表面冷却效率云图

由图 7 可知:在吸力面上,自前缘至尾缘,气膜覆盖区域逐渐向中间收缩而缩小;在压力面上,自前缘至尾缘,气膜出流逐渐呈发散状,气膜覆盖区域逐

渐增大. 该现象可以由图 6 给出的叶栅通道涡系流动解释. 受 V_p 旋转方向的影响, 吸力面的气膜出流向叶片中部卷吸聚拢, 叶栅通道的高温气流被卷至叶片吸力面根部, 这使得吸力面气膜覆盖区域减小, 靠近叶根区域的气膜冷却效率降低. 相应地, 受 V_p 和压力面马蹄涡分支 V_{ph} 旋转方向的影响, 压力面气膜孔出流朝叶根叶尖方向发散, 气膜覆盖区域逐渐增大.

本文计算了叶片表面沿叶高方向 20%~80% 范围内去除无效测量点后的冷却效率平均值, 平均值沿弧长方向的分布如图 8 中实线所示, 局部区域的平均值如图中虚线所示. 在图 8 中, 对叶片表面任意一排气膜孔分析可知, 冷却效率在气膜孔出口处最高, 随着到气膜孔出口距离的增加冷却效率逐渐降低. 由图 7、图 8 可以看出, 叶片表面前缘位置的冷却效率相对较低, 在压力面和吸力面上随着气膜孔排的增加, 冷却效率逐渐升高, 在最后一排气膜孔附近达到最高, 随后逐渐降低直至尾缘. 受叶栅通道流动的影响, 前缘位置气流滞止、压力较高, 与压力面和吸力面上的气膜孔相比, 前缘位置气膜孔的出流流量较少, 气膜覆盖效果相对较差, 冷却效率相应较低. 叶栅通道气流自叶片前缘向尾缘流动, 带动了气膜出流自前向后流动, 前排气膜孔的气膜出流在后排气膜孔下游仍有一定的覆盖效果, 使后排气膜孔下游的气膜覆盖效果增强, 冷却效率增加, 这种叠加作用使得气膜冷却效率随着气膜孔排的增加而逐渐升高.

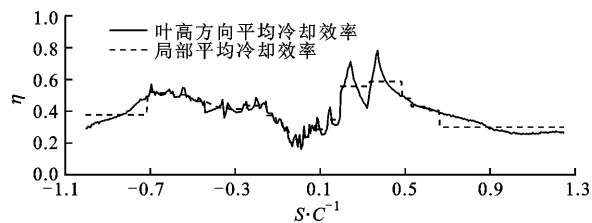


图 8 叶片表面平均冷却效率分布

3 结 论

本文建立了导叶叶栅风洞瞬态测量实验台, 采用窄带液晶瞬态测量技术, 测量了带气膜孔导叶叶片全表面的换热系数和冷却效率, 获得了换热系数和冷却效率详细的二维分布云图, 计算了叶高方向换热系数和冷却效率的平均值, 展示了平均值沿弧长的分布曲线, 分析了叶片前缘滞止流动、叶栅通道涡、马蹄涡、气流分离等因素对叶片表面换热系数和冷却效率的影响. 研究获得的主要结论如下:

(1) 叶片表面换热系数和冷却效率的分布受气膜孔出流影响明显, 气膜孔下游换热系数较高, 冷却效率较高, 扇形孔下游的气膜冷却效率更高;

(2) 叶片前缘受叶栅气流冲击作用影响明显, 换热系数较高, 冷却效率较低;

(3) 叶片吸力面换热系数受叶栅通道涡作用明显, 存在低换热系数线型区域;

(4) 叶片吸力面发生边界层分离和再附着, 换热系数在分离区域降低, 在再附着区域升高;

(5) 叶片气膜冷却受叶栅通道涡作用明显, 吸力面气膜呈收缩状, 压力面气膜呈发散状.

参考文献:

- [1] NIRMALAN N V, HYLTON L D. An experimental study of turbine vane heat transfer with leading edge and downstream film cooling [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112(2): 477-487.
- [2] ABUAF N, BUNKER R S, LEE C P. Heat transfer and film cooling effectiveness in a linear airfoil cascade [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119(2): 302-309.
- [3] DROST U, BOLCS A. Investigation of detailed film cooling effectiveness and heat transfer distributions on a gas turbine airfoil [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 233-242.
- [4] ZHANG L, YIN J, MOON H K. The effect of compound angle on nozzle pressure side film cooling, ASME GT2009-59141 [R]. New York, USA: ASME, 2009: 1-10.
- [5] IRELAND P T, JONES T V. Liquid crystal measurements of heat transfer and surface shear stress [J]. Measurement Science and Technology, 2000, 11(7): 969-986.
- [6] BAI J T, ZHU H R, LIU C L. Film cooling characteristic of double-fan-shaped film cooling holes, ASME GT2009-59318 [R]. New York, USA: ASME, 2009: 1-14.
- [7] LIU C L, ZHU H R, BAI J T, et al. Film cooling performance of converging-slot holes with different exit-entry area ratios, ASME GT2009-59002 [R]. New York, USA: ASME, 2009: 1-8.
- [8] 刘高文, 郭一丁. 红外热成像仪温度场测量的几何信息还原[J]. 红外技术, 2004, 26(1): 56-59.
LIU Gaowen, GUO Yiding. Reestablishment of geometric information in surface temperature measurements with infrared thermography[J]. Infrared Technology, 2004, 26(1): 56-59.

[9] KLINE S J, MCCLINTOCK F A. Describing uncertainties in single-sample experiments [J]. Mechanical Engineering, 1953,75(1):3-8.

[10] DROST U, BOLCS A, HOFFS A. Utilization of the transient liquid crystal technique for film cooling effectiveness and heat transfer investigations on a flat plate and a turbine airfoil, ASME 97-GT-26 [R]. New York, USA: ASME, 1997:1-9.

[11] EKKAD S V, HAN J C. A transient liquid crystal thermography technique for gas turbine heat transfer measurements [J]. Measurement Science and Technology, 2000,11(7):957-968.

[12] WANG H P, OLSON S J, GOLDSTEIN R J, et al. Flow visualization in a linear turbine cascade of high performance turbine blades [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997,119(1):1-8.

(编辑 荆树蓉)

[优秀博士论文摘登]

基于共轭法的黏性不可压缩流体形状优化问题研究

作者:高志明 导师:马逸尘
单位:西安交通大学理学院

流体中的最优形状设计问题是微分几何、形状优化理论和计算流体力学有机结合的产物.随着计算流体力学的飞速发展以及计算机性能的不断提高,基于计算流体力学的最优形状设计已成为当前计算流体力学研究的一个重要领域.本文主要以 Navier-Stokes 方程作为流体优化问题的控制方程,利用共轭方法对两类不同的形状优化问题进行深入的研究,借助于速度法描述区域扰动,从而建立优化问题的一阶最优性条件并给出数值求解算法及其在翼型设计、血流插管设计以及一般绕流物体设计中的应用.本文研究内容如下.

(1)利用连续共轭方法研究带非齐次 Dirichlet 边界条件的 Navier-Stokes 方程控制的形状反问题,其中目标函数为速度追踪型函数.内容主要有:①利用 Piola 物质导数方法证明在体积力正则性比较弱的情况下定常和非定常流体速度关于可变区域的弱可微性,然后利用共轭方法给出目标函数的一阶最优性条件;②利用函数空间参数化方法以及函数空间嵌入方法从形式上建立定常形状反问题的一阶最优性条件,其结果与 Piola 物质导数方法得到的结果相同.这两种方法可以避免对流体状态可微性的研究.最后讨论了上述 3 种方法的优缺点.

(2)利用连续共轭法研究带混合边界条件的定常和非定常 Navier-Stokes 方程控制的耗散能极小化问题.从连续的形状优化问题出发,利用函数空间参数化方法推导出定常和非定常形状优化问题的一阶最优性条件,包括目标函数的欧拉导数的两种直观且等价的表示形式:区域积分形式和边界积分形式.

(3)利用离散共轭法研究带混合边界条件的定常和非定常 Navier-Stokes 方程控制的耗散能极小化问题.采用低次等阶元局部高斯积分稳定化方法对带混合边界条件的 Navier-Stokes 方程进行离散,并从离散的形状优化问题出发,采用分片线性元离散情形下的速度法来描述有限元网格的扰动,利用离散情形下的函数空间参数化方法推导出离散的共轭方程以及目标函数欧拉导数的具体表达形式.该稳定化方法不需要考虑稳定化参数,数值实现简单.采用该稳定化方法时,最优性条件的推导过程与连续共轭法下的推导过程相比工作量几乎相同.

(4)在上述 3 种情况中,给出形状优化问题的数值求解算法及其在血流插管形状设计和绕流物体设计等模型中的应用.内容主要有:①将 Banach 空间中的梯度算法与网格自适应技术和网格移动技术结合,构造出求解流体形状优化问题的数值算法;②对于不同雷诺数情形下的定常和非定常形状问题,给出其在形状反问题、血液动力学中插管形状设计以及绕流物体形状设计模型中的算例.此外,还给出了定常耗散能极小化问题在空气动力学翼型设计中的简单应用.针对定常绕流物体形状设计模型,采用标准 Galerkin 方法和局部高斯积分稳定化方法求解,给出了不同雷诺数情形下的数值结果,比较发现最优形状几乎相同,但是稳定化方法可以节省大量计算时间.