

微肋薄膜减阻的实验研究

北京航空航天大学 蒋智 唐智明 高歌 宁晃

【摘要】 作者根据湍流附面层结构新的解释及非光滑特殊造型表面可以减小流体阻力的事实，作者研制了微肋条减阻薄膜，贴在赛船上参加比赛，获得好成绩^[1,2]。作者在风洞中做了贴及不贴微肋薄膜平板试验对比。结果贴微肋薄膜可减阻约 7%。

一、前 言

流体接触运动物体如：飞机、舰船、喷气发动机、导弹、鱼雷等都有湍流附面层。流体阻力主要由附面层中剪切应力产生的摩擦阻力及湍流阻力造成，其中湍流阻力约占总阻力的 30 ~ 50%。若能控制和引导湍流旋涡，则可以减小流体阻力，提高经济效益。故用此方法减小流体阻力值得深入研究^[1,2]。

根据湍流场的测量和显示^[3,4]，对湍流附面层的结构有新的认识。多数研究者认为湍流附面层中存在三种不同尺度的拟序结构（Coherent Patterns），见图 1，即：（1）外层大尺度旋涡运动（Large Eddies）；（2）中尺度涡斑运动（Falco Eddies）；（3）小尺度贴壁涡索（Wall Streaks）及猝发涡泡（Burst）。

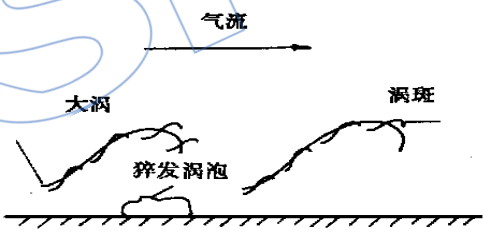


图 1 湍流边界层结构示意图

研究三种拟序结构形成的流谱、分布频率及互相作用，设法控制或引导湍流旋涡的发生、发展及运动形态，可以减小湍流阻力。

作者优化选择了纵向微肋条减阻方案^[5]，设计、研制出聚氯乙烯减阻薄膜，与山东体委协作，贴在划艇及帆船上，参加了第六届全国运动会比赛，获得满意成绩。

微肋结构如图 2 所示。在研制过程中发现肋条高度 h 及间距 s 的尺寸及配合对减阻效果非常重要。优化选择微肋结构可仿附面层壁面规律的无因次变量来判断：

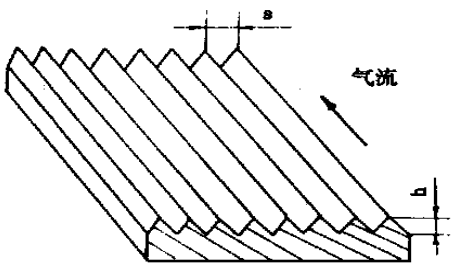


图 2 微肋条减阻结构示意图

$$h^+ = (hU_\infty/\nu) \quad C_f/2$$
$$s^+ = (sU_\infty/\nu) \quad C_f/2$$

式中: U_{∞} 为相对来流速度 (m/s), ν 为动态粘性系数 (m^2/s), C_r 为局部摩擦阻力系数。

经验总结, h^+ 及 s^+ 在 13~20 范围内减阻效果最好。比赛用船的速度范围约 1~7 m/s。以船长 l 为基准, 雷诺数 $Re \cong 10^6$ 。考虑到加工、成本、使用及重量各因素, 我们选用微肋尺寸为 $h = 0.12 \text{ mm}$, $s = 0.12 \text{ mm}$ 。

二、表面微肋减阻的分析

热线风速仪测量湍流附面层^[6]发现, 微肋几何形状并未改变底层涡泡的猝发频率; 但明显降低了湍流强度。因为微肋抑制了猝发涡泡的扩展, 削弱了马蹄涡, 引导涡索的流向, 改变了贴壁局部速度分布的梯度, 所以减小了湍流摩擦阻力, 见图 3。

高歌研究了湍流的耗散及弥散互相作用, 认为湍流微小涡团有波粒二重性, 提出了新湍流模式及运动方程, 其中流速的三阶导数项代表湍流弥散作用^[7]:

$$Dv/Dt = -(\nabla P/\rho) + \nu \nabla^2 v + (\nabla \Phi \cdot \nabla) \nabla \Phi + (v \cdot \nabla) \nabla \Phi + 1/2(\Omega \times \delta r \cdot \nabla) \nabla \Phi + \nu \nabla^2 (\nabla \Phi) - 1/2(\delta r \cdot \nabla)(\nabla \times \Omega)$$

式中 $\nabla \Phi = S_{ij} \cdot \delta r$ 是应变速度, δr 是小干扰位移, Ω 是涡量。 $(v \cdot \nabla) \nabla \Phi$ 代表旋涡被拉伸程度对各向异性剪切应力的影响, 即对湍流阻力的影响。当小干扰位移向量 δr 垂直于涡量矢 Ω 时, 湍流阻力最大。当 δr 与 Ω 一致时, 湍流阻力最小。因微肋沟槽限制, 引导贴壁涡索顺应流向, 于是减小湍流阻力。在上式中, 相当于令 $(v \cdot \nabla) \nabla \Phi = 0$ 。

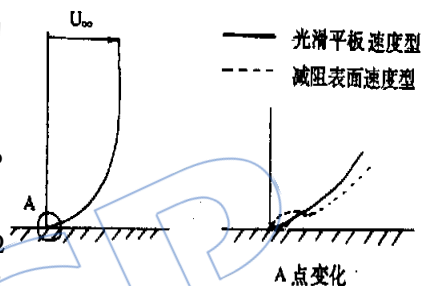


图 3 减阻表面速度型的变化

三、试验结果

1. 风洞中表面减阻试验 用文献 [7] 介绍的风洞设备^[7]。试验件为悬挂式三块平板。前平板较长, 前缘为尖劈, 上贴有砂纸, 激励来流先转捩为湍流附面层。中间平板长 l 为参考长度, 上贴或不贴减阻薄膜。为消除试验板前后压差阻力, 后平板是延伸段。安装时必须保证前、中、后三块板在同一水平, 中间板前后缝隙小于 0.5 mm。试验用第一作者研制的“智能平衡式传感器及测力仪”^[9]。风洞试验结果按相似律换算可与水中实验比较。我们做了大量风洞试验结果如图 4。图中 C_D 及 C_{D_0} 为贴

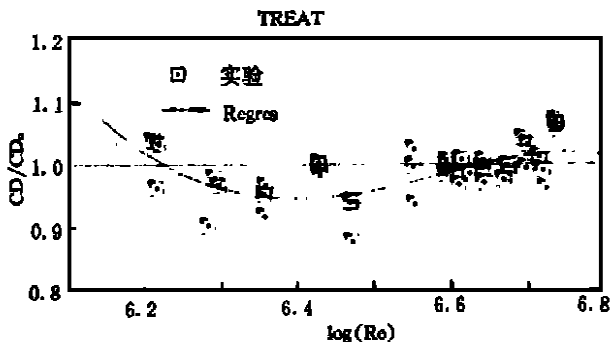


图 4 阻力测试曲线

上及不贴减阻薄膜的阻力系数。 C_D/C_{D_0} 是减阻率。自图 4 可以看出, 当 $\log(Re)$ 在 6.3~6.4 范围内, 减阻率达 0.93, 即可减阻 7%。

2. 水槽中拖曳船模试验 为检验微肋薄膜减阻效果, 我们与青岛航海运动学校科研室协作, 用计算机测力仪及拖曳船模做了大量试验。试验时用同一条标准帆船模型, 在同样水面

条件下, 对贴上减阻薄膜前后的模型做了 15 次拖曳试验。船模的航速严格控制在 1m/s 。每航行 5cm 记录一次阻力数据。经统计处理, 证明微肋薄膜在水中可减阻 $8.6\% \sim 10\%$ (见表 1)。表中 n 为数据采样数, $\bar{X}$ 为采样平均值, s 为采样的方差, P 为可信度。

表 1 船艇计算机测阻仪检测数据 (航速: 1m/s)

试验情况	第一次			第二次			减阻情况	第一次	第二次
	n	$\bar{X}$	s	n	$\bar{X}$	s	差值	6.88	6.03
贴前	140	72.08	4.73	159	70.48	7.58	减阻率	9.54%	8.56%
贴后	154	65.20	5.83	138	64.45	5.79	t 检验	$P < 0.01$	$P < 0.01$

青岛航海运动学校

3. 比赛结果 微肋减阻薄膜装贴在山东省参加第六届全运会的四条帆船, 两条赛艇和一条皮划艇上。经过比赛, 所有船艇均进入全国前八名。有一条帆船取得第三名, 成绩优于预赛。经过实船检验, 运动员和教练员一致认为: “装贴减阻薄膜后, 船启动快, 航行中起伏小, 船体稳, 滑行时间长, 划桨省力, 速度加快, 特别是顶风时更为明显。”这说明减阻薄膜应用是成功的。1988 年 3 月, 我们研究的微肋薄膜减阻技术通过了山东省体委的鉴定, 并获得全国体委的科技进步奖。

参 考 文 献

[1] 郭永怀译, 普朗特著, “流体力学概论”, 科学出版社。

[2] Sighard F. Hoerner, Fluid-dynamic Drag, 1965.

[3] Falco, R. E., “Coherent Motions in the Outer Region of Turbulent Boundary Layers, The Physics of Fluids”, Vol. 20, No. 10, Part2, 1977.

[4] Blackwelder and Eckelmann, R. F., “Streamwise Vortices Associated with the Bursting Phenomenon”.

[5] Walsh, M. J., “Riblets as a Viscous Drag Reduction Technique”, A83-24653, 1983.

[6] Winter, K. G., “An Outline of the Techniques Available for the Measurement of Skinfriction in Turbulent Boundary Layers”, Prog. Aerospace Sci, Vol. 18, 1977.

[7] 高歌, “耗散- 弥散湍流理论及改进的 $k-\epsilon$ 模型 (英文)”, 航空动力学报, Vol. 4, No. 1, 1989 年。

[8] 蒋智、唐智明、宁晃, “应用于小型风洞中的数据采集系统”, 航空动力学报, Vol. 2, No. 2, 1987 年。

[9] 蒋智, “沙丘驻涡技术应用于减阻降噪及智能测力仪的研制”, 北京航空航天大学博士学位论文, 1989 年 6 月。

[10] 蒋智、高歌、宁晃, “智能电磁平衡式测力仪的研制及应用”。

STUDY ON THE SECONDARY FLOW AND IT'S CONTROL IN COMPRESSOR

Tao Deping, Pen Zeyan, Wei Xinlu

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The present paper is a final report of the study on the secondary flow in compressors. A systematic experimental investigations on the secondary flow of both the C4 and BC-6 airfoil cascades have been completed. A end-wall corner flow model has been provided. The C4 airfoil variations of the outlet angle along the blade height have been calculated by the secondary flow theory. They approach to the experimental results. The influence of the tip clearance on the blade stall flutter is also investigated in the flutter experiment of the BF-1 compressor rotor. An experimental study on the reduction of secondary flow is carried out by using both "Heading Edge Sweep" and "End Bending" techniques. The total pressure loss coefficients of these two cascades decrease significantly. The results of the whole compressor flow field calculation of the compressor "End Bending" cascades are in good agreement with the experimental data. Some important conclusions are drawn to reveal the real flow mechanisin in the compressor and to develop new compressor flow physical models. It is of great value for engeneering application of the secondary flow control.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON THE FLOW THROUGH A COMPRESSOR END-BENDING CASCADE

Wu Guohua, Ren Liyun, Pen Zeyan

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

Yan Ming (*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT

By the comparison of secondary flow vector diagrams and 2-D iso-loss line diagrams between a end bending cascade and a ordinary cascade, this paper reveal the mechanism that the end-bending cascade improves the flow through end wall region and reduces the loss of the end wall flow. At the same time, the end-bending cascade reduces the mass-averaged total pressure coefficient. Both directions of blade force on the suction and pressure surfaces are in favor of improving the end wall flow. The former pushes the high energy flow outside the end wall region near the pressure surface into the end wall region, the latter transfers the low energy flow within the end wall region near the suction surface to the main stream. The improvement of the end wall flow contributes to control the degeneration of the end wall flow downstream.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF RIBLETS DRAG REDUCTION FILM

Jiang Zhi, Tang Zhiming, Gao Ge, Ning Huang

(*Beijing University of Aeronautics & Astronautics*)

ABSTRACT

Based upon the new explanation of the structure of turbulent boundary layer and the fact that specially designed non-smooth surface can reduce fluid drag, the authors have designed and fabricated the Riblets Drag Reduction Film. This Film was covered on racing boats, the boats and recieved excellend awards in competition. The authors also tested the flat plates with and without the Biblets Drag Reduction Film in wind tunnel and compared their fluid drags. The results showed that the Drag of the covered plate has been reduced by 7%.