

目 录

1、文献综述.....	2
1.1 国外研究的发展.....	2
1.1.1 沟槽面阻力特性研究.....	2
1.1.2 沟槽面湍流边界特性研究.....	3
1.1.3 减阻机理研究	6
1.2 国内研究的发展.....	7
1.2.1 沟槽面阻力特性研究.....	7
1.2.2 沟槽面湍流边界特性研究.....	9
1.2.3 减阻机理研究	10
1.3 湍流减阻在实际中的应用	11
2、课题背景及开展研究的意义.....	13
2.1 课题背景	13
2.2 开展研究的意义.....	15
3、研究内容、预期目标及研究方法	16
3.1 研究内容	16
3.2 预期目标	16
3.3 研究方法	16
4、进度安排.....	17
参 考 文 献.....	18

1、文献综述

1.1 国外研究的发展

1.1.1 沟槽面阻力特性研究

(1) 沟槽平板

NASA 兰利研究中心的 Walsh 及其合作者最先开展了沟槽平板湍流减阻的研究^[1-4]，他们研究了几种类型的沟槽表面，天平测力结果表明最佳的设计是一种对称 V 型沟槽面，当其高度 h 和间距 s 的无量纲尺寸 $h^+ \leq 25$ 和 $s^+ \leq 30$ 时具有减阻特性，减阻效果最佳时沟槽的尺寸为 $h^+ = s^+ = 15$ ，可减阻 8%。

Bacher 和 Smith^[5]通过对流速分布的测量，利用边界层动量积分公式得到了 25% 的净减阻。采用同样的方法，Gallagher 和 Thomas^[6]的研究结果表明只在沟槽板的后半部分阻力有所减小，但总的阻力几乎不变。Coustols^[7]得到了 10%~15% 的减阻，且当侧滑角 $\beta \leq 20^\circ$ 时仍有较小的减阻效果 Park 和 Wallace^[8]用热线风速仪详细测量了沟槽内的流向速度场，通过沟槽壁切应力的积分，得到了大约 4% 的减阻。Gaudet^[9]在 $Ma=1.2$ 的沟槽面湍流边界层的研究中得到了 7% 的减阻。

近些年，有些学者提出不同沟槽表面形状对减阻性能有着显著影响。其中，Yulia Peet 和 Pierre Sagaut 等^[10]的研究结果表明，正弦沟槽表面相对于直沟槽表面流向湍流强度略有增加，横流湍流由于反向涡形成的抑制作用而大大减少。适当选择正弦沟槽的波长值有利用更高效率的减阻性能。实验取值 $\lambda/\delta = 6$ 时，取得了约 7.4% 的减阻效果，比直沟槽道 5% 增加了约 50%。

(2) 旋成体

Neumann 和 Dinklacker^[11]对头部为椭圆旋成体的圆柱体的研究表明，可减阻 9%，而在转捩区得到了 13% 的减阻。对于类似的模型，Coustols^[7]在 $Ma=0.3 \sim 0.815$ 的跨声速流动中得到了 7%~8% 的减阻。

(3) 翼型及压力梯度的影响

Coustols^[7]对 LC100D 翼型在攻角 $\alpha=0^\circ \sim 6^\circ$ 的阻力特性进行了研究。实验中，仅在上表面 $x/c=0.2 \sim 0.95$ 的区域为沟槽面，通过测量 $x/c=1.5$ 处的尾流得到了 $\alpha \leq 3^\circ$ 时可减阻 2.7%。Sundaram 等^[12]对上下翼面 $x/c=0.12 \sim 0.96$ 区域为沟槽面的 NACA0012 翼型的研究表明，在攻角 $\alpha \leq 6^\circ$ 的范围有 16% 的减阻。

对于跨音速流动，McLean 等^[13]把 3M 公司的沟槽薄膜贴在 T-33 机翼上表面的部分区域，实验马赫数为 $Ma=0.45 \sim 0.7$ ，得到了 6% 的减阻。Coustols 和 Schmitt^[14]对 CAST7 机翼在 $Ma=0.65 \sim 0.76$ 的实验结果表明，摩擦阻力减小 7%~8%。Viswanath 和 Mukund^[15]将沟槽薄膜贴在 ADA-S1 超临界翼型上下翼面 $x/c > 0.15$ 的区域，实验攻角 $\alpha = -0.5^\circ \sim 1.0^\circ$ ，得到了 6%~12% 的减阻。

Debisschop 和 Nieuwstadt^[16]研究了逆压梯度对沟槽平板的影响，结果表明逆压梯度增加了沟槽板的减阻效果，他们得到了 13% 的减阻，比相应的零压梯度情形多减阻 7%。

1.1.2 沟槽面湍流边界特性研究

(1) 猝发特性

已有研究成果表明，沟槽面湍流猝发强度低，但对沟槽面湍流猝发频率的影响如何，仍有不同的看法，详见表 1.1。

表 1.1 猝发频率检测结果

研究者	检测方法	与光滑面结果的比较
Gallagher 和 Thomas ^[6]	VITA 法	-30%
Walsh ^[2]	VITA 法	基本不变
Bacher 和 Smith ^[5]	流动显示	不变
Choi ^[17]	条件采样	增加
Schwarz-van Manen 等 ^[18]	象限法	-30%
Savill ^[19]	流动显示	-30%
Pulles 等 ^[20]	VITA 法	(u) +20%

		(v) -20%
Tang 和 Clark ^[21]	条件采样	+10%
Tardu 等 ^[22]	VITA 法	-10%~-20%
Hefner 等 ^[1]		不变

(2) 紊动特性

Schwarz-van Manen 等^[18]、Hooshmand 等^[23]、Pulles 等^[20]、Choi^[24]和 Hefner 等^[1]的研究表明,在近壁区 (u'/U_0) 的减少与减阻表面联系在一起。Tang 和 Clark^[21]、Tardu^[22]等的研究表明, $(\frac{u'}{U_0})_{\max}$ 分别降低 7%和 5%~8%。Choi^[24]指出,在 $y^+ < 70$ 内,三个方向的湍流强度均减小 10%,而雷诺应力减小 20%。Tardu 等^[22]还得到在 $y^+ < 15$ 内平坦系数和偏斜系数增大, Taylor 和 Liepman 尺度不受沟槽的影响,但在粘性底层内沟槽使大尺度涡旋的能量减弱。

为了深入了解沟槽内的流动特性, Vukoslavcevic 等^[25]、Park 和 Wallace^[8]、Suzuki 和 Kasagi^[26]等在试验中选用了较大尺度沟槽和较低来流速度进行研究,以满足表面减阻设计要求 Vukoslavcevic 等^[25]得到,在沟谷 $(\frac{u'}{U_0})_{\max}$ 减少约 17%,而在沟槽尖顶处, $(\frac{u'}{U_0})_{\max}$ 约减少 5%,但其出现的位置分别为 $y/\delta=6.5\%$ 和 2%,平坦系数和偏斜系数在近壁区增大,但在 $y/\delta \geq 4\%$ 的区域不受沟槽的影响。Park 和 Wallace^[8]得到三个方向的湍流强度及雷诺应力在沟槽尖顶垂线上增大,而在沟谷垂线上则减小,但这些影响只限于 $y^+ < 40$ 的区域。Suzuki 和 Kasagi^[26]采用三维粒子示踪测速技术对沟槽面湍流的研究表明,三个方向的湍流强度和雷诺应力都减小,沟槽的影响限于 $y/h < 2$ 内。

Choi^[27]、Debisschop 和 Nieuwstadt^[16]等研究了压力梯度的影响。Choi^[27]得到 $(\frac{u'}{U_0})_{\max}$ 最大降低 5%~13%,且顺压梯度比逆压梯度的作用明显;对于零压梯度, $(\frac{u'}{U_0})_{\max}$ 减少 8%。平坦系数和偏斜系数在逆压梯度的数值比零压和顺压梯度时的值要

大，但沟槽仅影响 $y^+ < 16$ 的区域。Debisschop 和 Nieuwstadt^[16]在逆压梯度情形下得到的近壁区 u' 的减小和摩阻速度 u_* 的减小为同一量级。对于 NACA0012 翼型，实验攻角 $\alpha = 0^\circ \sim 6^\circ$ ，Sundaram 等^[12]得到 $y^+ < 40$ 内， $(\frac{u'}{u_*})$ 比光滑面降低 10%~15%。

由此可见，沟槽面仅影响近壁区的流动。对于减阻表面，在近壁区流向湍流强度总是降低的，而偏斜系数和平坦系数则总是增加的。

(3) 带条结构

对于光滑壁面，在近壁区存在低速带条结构，其无量纲间距遵循对数正态分布，在粘性底层内，其平均值约为 100。而对于沟槽面，不同学者得到的结果如表 1.2。

表 1.2 带条结构观测结果

研究者	观测方法	与光滑面结果的比较
Gallagher 和 Thomas ^[6]	展向相关分析	+15%~+30%
Hooshmand 等 ^[23]	流动显示	不变
Bacher 和 Smith ^[5]	流动显示	+40%
Tang 和 Clark ^[21]		增加
Pulles 等 ^[20]		减少
Suzuki 和 Kasagi ^[26]	相关分析	不变

1.1.3 减阻机理研究

近几年来，为了有效地设计减阻表面，人们的注意力集中到沟槽面湍流减阻机理的研究。许多学者从不同角度对减阻机理进行探讨，Gallagher 和 Thomas^[6]认为是由粘性底层厚度的增加造成的，Bacher 和 Smith^[5]归结为反向旋转的流向涡与沟槽尖顶形成的小的二次涡的相互作用，认为二次涡减弱了与低速带条相联系的流向涡，并在沟槽内保留低速流体(图 1-1)；流动显示结果表明，注入的染色液的展向扩散限于沟槽内，相邻沟槽间的相互作用较弱。Choi^[17]认为不仅仅是一种机制，但最主要的是沟槽限制了流向涡的展向运动，引起壁面猝发变弱，导致了壁面摩阻的减少 Walsh^[28]认为狭窄的 V 型沟槽的沟谷保留有具有低摩阻的低速安静流体，因而降低了总的阻力，这一点被 Park 和 Wallace^[8]对沟槽侧面摩阻的精细测量所证实，他们得到侧壁上面 1/4 部分的摩阻与光滑面大致相等，其余 3/4 部分比光滑面小，从而导致了总摩阻的降低 Vukoslavcevic 等^[25]通过测量沟槽尖顶和低谷垂线上的流速分布得到在尖顶处摩阻增加 85%，而在低谷摩阻降低很多 Schwarz-van Manen 等^[18]得到了类似的结果。

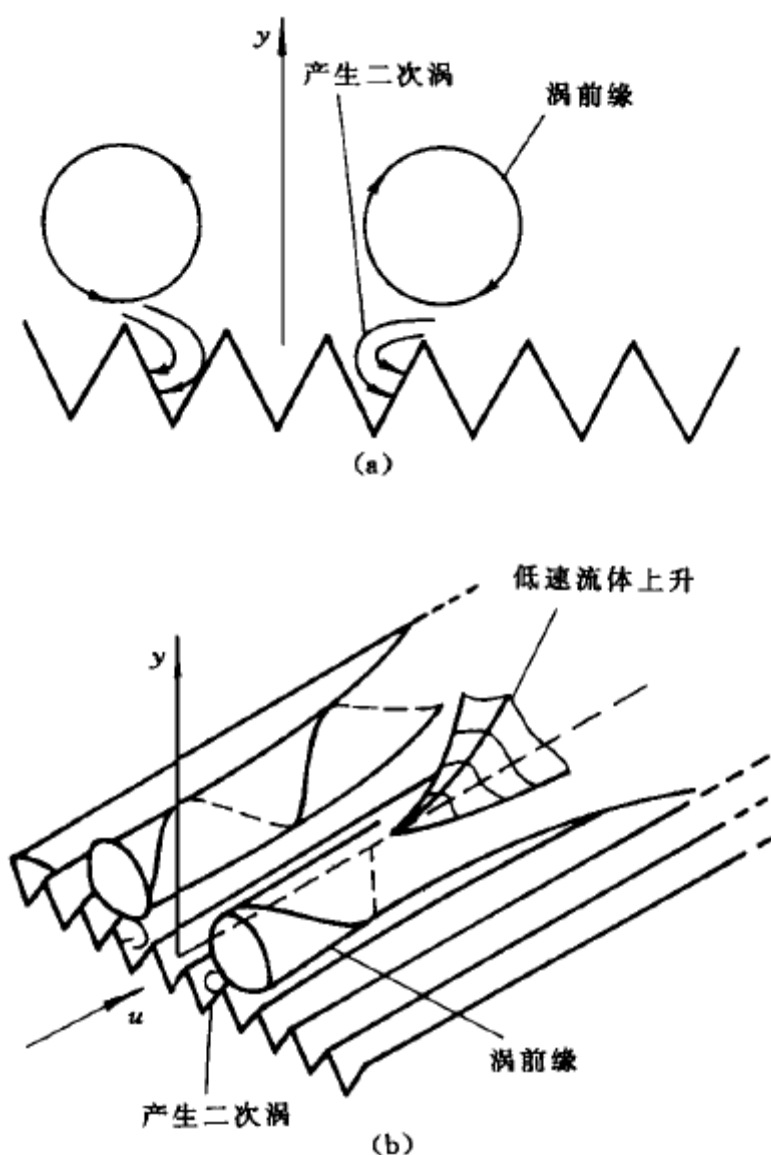


图 1-1 流向涡和沟槽表面尖峰的相互干扰

1.2 国内研究的发展

1.2.1 沟槽面阻力特性研究

(1) 沟槽平板

华南理工大学的黄德斌等^[29], 通过数值计算方法对比了 V 型沟槽和 T 型沟槽的湍流减阻性能, 并与光滑管道作了对比, 发现二者均具有减阻效果, 其中 V 型沟槽的减阻效果好于 T 型沟槽, 在管径 $d=20\text{mm}$, 沟槽尺寸 $s=h=0.6\text{mm}$ 时, 减阻效果最好, 达

到 9%。验证了 Walsh 等^[1~4]早期对沟槽平板湍流减阻的研究成果。为了更细致的得到沟槽面湍流减阻的湍流统计数据，北京航空航天大学的兰世隆和王晋军等^[30]，应用 LDV 技术对沟槽面及光滑面湍流边界层流速和湍流度分布进行了精细测量，实验结果表明：与光滑面相比，沟槽面湍流边界层时均流速分布对数公式中具有较大的积分常数 C 值，且沟槽面湍流度最大值较小，但其出现的位置距壁面较远。

近些年，在学习借鉴国外同行研究成果的同时，国内的学者也提出了一些新的减阻概念和方法。南京航空航天大学的潘家正^[31]提出了“微型空气轴承（MABS）”减阻的概念。他将垂直于流动方向的小尺寸沟槽按一定的间隔距离固定在平板上，利用自制的悬挂式天平测量了不同风速时的阻力，获得了约 10.2%的减阻效果。北京航空航天大学的杨弘炜等，提出了一种菱形网状的小圆坑点阵结构，水洞实验表明这种结构应用于 NACA-16012 翼型表面的减阻效果最高可达 22 %^[32]。

（2）回旋体

海洋工程大学的夏向东等^[33]，运用 PIV 粒子图像测速技术测量显示了回转体敷贴沟槽薄膜和光滑薄膜时的壁面湍流边界层流动，对比研究了两种情况下流场特性的差异，结果显示微沟槽面实现了对壁面湍流的控制作用。

（3）粘性减阻

南京航空航天大学的张庆利等^[34]进行了用主动柔顺壁运动控制边界层转捩的实验研究。结果表明边界层转捩过程中的扰动即使已发展到非线性阶段，也能被主动柔顺壁的运动所控制。

西安交通大学王海林等^[35]用基于单参数的椭球珠簧二元模型，分析了减阻流中聚合物分子的动力学行为，结果表明由于聚合物分子的变形效应，其旋转频率随着剪切率的增大而减小，从而提高了流体的稳定性，利于减阻。

西北工业大学的宋保维等研究了边界层中的微气泡对平板表面摩擦阻力的影响，得到了 60%左右的减阻。

1.2.2 沟槽面湍流边界特性研究

(1) 相干结构

北京航空航天大学的陆利蓬等^[36]利用流动稳定性理论中一般共振三波的概念对 4 种定常逆压梯度以及两种变逆压梯度湍流边界层的相干结构进行了研究。结果表明,逆压梯度能够激励相干结构的生成和发展,而且逆压梯度越大作用越强。在变压梯度流动中,对于末尾压力梯度相同的流动,压力梯度由大变小的情况对相干结构的激励最强。此外,逆压梯度使相干结构的流向尺度变小,而展向间距基本在 100 个粘性长度左右。

(2) 紊动特性

北京航空航天大学王晋军等^[37]通过分析沟槽板前后的流场速度分布、紊动特性等的变化得出:沟槽板湍流边界层粘性底层比其上、下游光滑平板厚,沟槽板上流速分布对数公式中的 C 值也比上、下游光滑平板的值大,说明沟槽板上均不摩阻较小,沟槽板具有减阻作用。试验中四种沟槽板均具有减阻特性,局部阻力减少高达 13%~26%,且局部减阻最大时 $h^+ = 16.9$ 、 $s^+ = 59$ 。

(3) 带条结构

北京航空航天大学的王晋军等^[38]应用激光测速技术和氢气泡流动显示技术对沟槽面湍流边界层特性及近壁区拟序结构特征进行了精细的测量和观察。结果表明:与光滑面湍流边界层相比,沟槽面湍流边界层的粘性底层厚度、过渡层厚度及流速分布对数公式中的积分常数 C 均有所增大,说明采用的沟槽面具有减阻特性。此外,无量纲低速带条间距明显减少,最多减少 20%,说明无量纲低速带条平均间距的缩短与湍流减阻密切联系。

为了进一步了解近壁区带条结构,王晋军等^[39]再次应用氢气泡流动显示技术,对沟槽面湍流边界层近壁区带条结构进行了研究。通过分析流动显示结果,发现沟槽面的带条比较平坦,低速带条有较好的直线性,说明沟槽限制了流体的横向流动,增强了流动的稳定性。通过统计分析发现沟槽板湍流边界层中无量纲低速带条间距及无量纲高速带条间距均符合对数正态分布。对同种沟槽板而言,两种带条的分布特性无明显差别。沟槽板的平均无量纲低速带条间距比光滑板的要小,最多小 30%,且沟槽尺寸对平均无量

纲低速带条间距亦有影响。对同一种沟槽板同一位置而言,平均无量纲低速带条间距随离开壁面的无量纲距离的减小而减小,但最可几概率增大。表明沟槽板对近壁流动影响最为强烈。另外,还对低速带条与减阻特性的关系做了初步探讨,得到的沟槽无量纲高度和间距为 15~18 的沟槽板有较好的减阻效果。

(4) 可压缩性

近 30 年以来,人们通过实验、直接数值模拟及理论研究,在不可压缩边界层湍流取得了显著的进展,主要成果有: 1.湍流的统计特性和结构; 2.湍流中的拟序结构; 3.湍流模式理论及大涡模拟方法。

于此相反,在可压缩,特别是超音速边界层湍流的研究上进展很缓慢。最近国外很多学者通过不同方法取得了一些研究成果。国内李新亮等人^[40]用空间模式对来流 Mach 数为 6 的钝楔边界层进行了直接数值模拟,由于有头激波,其转捩处的 Mach 实际只有 2.5。他们的研究都得出了相同的结论: 对于较小的来流 Mach 数(不大于 3),可压缩湍流的大部分特性与不可压缩湍流差别很小,因而压缩效应可以忽略,但总温脉动量已经不能被忽略了。

为了更进一步探索较高来流 Mach 数下的边界层湍流特性,天津大学和南开大学的黄章峰和周恒等^[41]用时间模式对来流 Mach 数为 4.5 的平板边界层湍流进行了直接数值模拟。分析结果发现: 平均速度剖面经过 Van Driest 变换后也符合对数律,但对数曲线的系数 $C=8.5$,大于不可压缩湍流中的 5.1; 平均总温在边界层内有两处明显的增长,从壁面处 4.53 增长到边界层外部的 5.05,平均总温在边界层内部的变化必须考虑; 湍流 Mach 数在 $y^+=15$ 处达到最大值 0.45,大于 Morkovin 假说的临界值 0.3; 在边界层内部,不仅总温脉动不能被忽略,密度脉动和温度脉动也不能被忽略,密度不能再被看作是一个被动的标量; 压缩性效应主要影响流向的 Reynolds 正应力,对其他各项 Reynolds 应力影响较小; 强 Reynolds 比拟不再有效, Morkovin 假说不再成立,压缩性效应必须考虑。

1.2.3 减阻机理研究

近些年,对于湍流减阻机理的研究颇具争议,国外学者提出了几种原因: 1.粘性底层厚度的增加造成的减阻; 2.反向旋转的流向涡与沟槽尖顶形成的二次涡的相互作

用,认为二次涡减弱了与低速带条相联系的流向涡,并在沟槽内保留低速流体从而导致了阻力的降低。

在学习国外学者对于减阻机理的研究成果的同时,国内学者们也在积极的探索当中。

西安交通大学能源与动力工程学院的宫武旗等^[42]利用 IFA300 型热线风速仪,测量了光滑壁面和沟槽减阻壁面湍流边界层内的瞬时速度,利用自行设计的阻力天平仪测量了壁面摩擦力。得到了边界层无量纲速度分布和平均湍动能分布。对测得的脉动速度信号,利用离散正交小波变换按时间和尺度分解,得到各尺度分量的湍动能,并且发现其分布在湍流惯性区具有极大值。分析表明,当沟槽有减阻效果时,边界层内的平均湍动能减小,湍流惯性区各分量的湍动能极大值亦减小。

清华大学的黄伟希等^[43]利用直接数值模拟研究了施加壁面展向周期振动控制的槽道湍流,壁面在展向的周期运动使湍流受到抑制,并使壁面摩阻减小。通过对雷诺应力输运方程分别在控制初始阶段和统计定常阶段的分析,研究了壁面展向周期振动的减阻机理,进一步揭示出了压力变形项在展向振动壁面减阻中的关键作用。

华南理工大学的黄德斌等^[29]采用 $k-\varepsilon$ 模型,通过数值计算分析了沟槽湍流减阻的机理,由于反向旋转的流向涡与沟槽形成的小的二次涡的相互作用,并在沟槽内保留了低速流体,导致了壁面摩擦阻力的降低。

1.3 湍流减阻在实际中的应用

大量的研究工作表明了沟槽面减阻的可靠性和可应用性,目前国外的研究已进入工程实用阶段。美国、欧洲、俄罗斯和日本都展开了沟槽面减阻应用的研究,空中客车公司在 A320 试验机的 70%表面上贴上沟槽薄膜,达到了节油 1%~2%的效果;20 世纪 80 年代德国飞机制造商利用带沟槽的飞机机身能使飞机节省燃料 8% ; KSB 公司^[44]将多级泵的叶片表面加工成一定形状的沟槽后综合效率提高了 1.5% ; Nitschke^[45]通过测量具有流向沟槽面衬里管道的两端压差获得了一定的减阻效果;DLRBerlin 的研究机构及日本的研究人员对内衬沟槽面的输油或输水管道进行了减阻实验研究均发现管输量有不同程度的提高。国内,西北工业大学的李育斌^[46]、西安飞机公司的王志歧在 1:12 运七

原型金属模型上具有湍流流动的区域顺流向粘贴肋条薄膜后，达到减少阻力 5%~8% 的效果。可见沟槽减阻技术具有广阔的应用前景和发展空间。^[47]

2、课题背景及开展研究的意义

2.1 课题背景

节约能源消耗是人类一直追求的目标，其主要途径之一就是各种运输工具的设计中，尽量减少表面摩擦阻力。表面摩阻在运输工具的总阻力中占有很大的比例，例如：常规的运输机和水上船只，其表面摩阻约占总阻力的 50%；对于水下运动的物体潜艇，这个比例可达到 70%；而在长距离的管道输送中，泵站的动力几乎全部用于克服表面摩擦阻力。在这些运输工具表面的大部分区域，流动都处于湍流状态，所以研究湍流边界层减阻意义重大，已引起了广泛的重视，并已被 NASA 列为 21 世纪的航空关键技术之一。

有关减阻的研究可追溯到本世纪 30 年代，但直到 60 年代中期，研究工作主要是减小表面粗糙度，隐含的假设是光滑表面的阻力最小。70 年代阿拉伯石油禁运和由此引起的燃油价格上涨激起了持续至今的湍流减阻研究的高潮。NASA 兰利研究中心的工作是这一时期的代表，他们发现顺流向的微小沟槽表面能有效地降低壁面摩阻，突破了表面越光滑阻力越小的传统思维方式。为了更有效地对物体表面进行湍流减阻设计，人们对沟槽面湍流边界层特性及其减阻机理进行着不懈的探索。

自上个世纪 60 年代以来，人们对湍流的认识已经发生了根本变化。湍流已不再被认为是一种完全随机，毫无规律的流动过程。许多实验和理论都表明，几乎在所有的湍流流动中都存在着大尺度拟序结构，这些拟序结构主宰着湍流的动量、能量的输运。切变湍流中拟序结构的发现，标志着湍流研究进入一个新的时代。它展示了湍流表观的无序运动中，包含着某种内在的有序性。进一步的研究表明，湍流中的大涡拟序结构对湍流能的产生和对湍流的维持起主导作用，它是湍流的又一本质性流动特征。这一发现开辟了认识湍流本质的途径。湍流的许多有工程意义的物理效应，如阻力、掺混、气动噪声、传热传质等都与湍流的拟序结构有关。而拟序结构的时间演变与相互作用敏感地依赖于流动边界条件、外激励、流体介质特性或其它条件，这就为通过改变和操纵这些条件来影响拟序结构，以获得更合乎人们愿望的流动状态打开了道路，即为湍流的控制提

供了可能性。拟序结构的发现是湍流认识上的一次革命，为湍流研究的根本突破打通了道路，同时，湍流拟序结构的研究为工程应用提供了广泛的前景。

传统对湍流运动的认识，是湍流运动可以分解为平均运动和脉动运动之和，而其中的脉动运动是完全不规则的随机运动。对湍流运动进行理论分析或计算的主要方法就是所谓的雷诺平均方法。传统的湍流模式理论在解决工程实际问题中已经发挥了很大作用，然而它存在以下两个重大缺陷：第一，它通过平均运算将脉动运动的全部行为细节一律抹平，丢失了包含在脉动运动中的大量有重要意义的信息；第二，各种湍流模型都有一定的局限性，对经验数据的依赖和预报程度较差等缺点。这一方面是因为在构造模型时，所作的假设主观臆测程度很大。另一方面，在做模型时，将所有大小不同尺度的涡均同等对待，不加区分，且认为是各向同性的。而大小涡之间除了尺度上的显然差别外还有很大的差别。大涡与平均流动之间有强烈的相互作用，它直接由平均运动或湍流的发生装置提供能量，对于流动的初始条件和边界的形状与性质有很强的依赖性。其形状与强度因流动的不同而不同，因而是高度各向异性的。而小涡是大涡之间的非线性相互作用间接产生的，它与平均运动和流场边界形状几乎没有关系，因而近似是各向同性的。如果将大涡小涡混在一起，不可能找到一种湍流模型把具有不同性质的涡结构统一考虑进去。

近代电子计算机技术的快速发展，给人们提供了一种解决湍流问题的新途径。绝大多数人都承认，包括脉动运动在内的湍流瞬时运动服从 N-S 方程，而 N-S 方程本身是封闭的，不需要建立任何模型。由此提出一种想法，即不引入任何湍流模型，直接求解完整的三维非定常的 N-S 方程，这就是直接数值模拟。但是，限于计算机工业的发展水平，目前国际上正在做的直接数值模拟还只限于较低的雷诺数和有简单的几何边界的问题。

促进计算流体力学发展的两个关键因素是高性能的计算机和好的计算方法。然而计算机单机技术的发展受着诸如光速与物理尺寸等本质因素的限制。在目前，计算机能力所容许的可能采用的计算网格尺度仍然比最小涡的尺度大很多。基于这种情况，只能放弃对全部尺度范围上的涡运动进行数值模拟，改为只将比网格尺度大的大尺度运动通过数值求解运动微分方程直接计算出来，而小尺度运动对大尺度运动的影响，将在运动方

程中表现为类似于雷诺应力一样的应力项，称之为亚格子雷诺应力。它们需要通过建立模型来模拟，这就是大涡模拟的基本思想。所以，在一定意义上，大涡模拟是介于直接数值模拟与一般模式理论之间的折中物。用于模拟小尺度运动对大尺度运动作用的模型称为亚格子尺度模型。大涡模拟方法对计算机内存及速度要求远低于直接数值模拟方法，在工作站和 PC 机上都可以进行一定的研究工作。因而，近年来大涡模拟的研究与应用日趋广泛。

从上世纪 70 年代中期以后，人们一直对研究拟序结构的兴趣经久不衰，其原因不光是要研究清楚湍流的机理，更主要的是因为湍流中的传热、传质等问题，特别是减小边界层摩阻等工程问题，都与湍流中拟序结构的特性有关。影响拟序结构的因素很多，其中界面形貌的不同是拟序拟序结构变化的一个重要因素。

2.2 开展研究的意义

随着石油资源逐渐枯竭，各国航空工业迫切的需要研制新一代节省燃料，速度还能达到高亚音速甚至超声速的运输机，而限制这一计划的一个关键因素就是如何减小飞行器的巡航阻力，而在巡航总阻力中，摩擦阻力又是一个重要的组成部分。对于现代宽机身大型民航机，摩擦阻力占到总阻力的 40%左右，对于稍小的民航机如 B-737 和 MD-80 等，摩擦阻力在总阻力中的比例就还要大。因此，减小摩擦阻力对改善飞机性能和降低运营成本都具有重要的意义。据估算，大航程民航机若能减小摩擦阻力 3%，则每年每架即可节省燃油消耗约 150000 美元，可以大大节省航空公司的运行成本。此外，对于军用高空高速侦察机而言，减小摩擦阻力则意味着更长的侦察距离和留空时间，军事意义重大。

3、研究内容、预期目标及研究方法

3.1 研究内容

- 1.对不同沟槽面进行计算模拟，并结合国内外研究资料对模拟结果进行比对，总结分析减阻规律。
- 2.通过模拟不同沟槽面边界层结构，研究减阻规律，对减阻机理进行分析。
- 3.进一步分析计算流场，研究沟槽面湍流边界层的拟序结构。

3.2 预期目标

通过对减阻规律的了解和对理论的研究，分析总结减阻机理。并调研湍流边界层拟序结构，通过数值模拟对拟序结构进行分析。通过比较不同沟槽面的减阻效果，给出较优的减阻方案。

3.3 研究方法

学习湍流减阻相关理论知识，用计算模拟的方法，使用 FLUENT 软件对相关模型进行数值模拟。并通过对模拟数据的分析研究其减阻规律和机理。

4、进度安排

- 1—4 周 查阅文献，撰写开题报告，并调研壁面湍流拟序结构研究；
- 5—8 周 学习软件，实现沟槽面湍流的数值模拟；
- 9—12 周 实现不同沟槽面湍流的计算模拟，总结分析减阻规律；
- 13—14 周 进一步分析计算流场，对沟槽面湍流的拟序结构进行分析；
- 15—16 周 完成毕业论文报告书，准备毕业答辩。

本人签名：

年 月 日

参 考 文 献

- [1] Hefner J N, Bushnel D M, Walsh M J. Research on non-planar wall geometries for turbulence control and skin-friction reduction. 8th U. S. -FRGDEA-Meeting, Viscous and interacting flow field effects, Gottingen, 1983, 1~10.
- [2] Walsh M J. Riblets as a viscous drag reduction technique. AIAA Journal, 1983, 21(4): 485~486.
- [3] Walsh M J. Turbulent boundary layer drag reduction using riblets. AIAA-82-0169, 1982.
- [4] Walsh M J. Lindemann A M. Optimization and application of riblets for turbulent drag reduction. AIAA-84-0347, 1984.
- [5] Bacher E V, Smith C R. A combined visualization-anemometry study of the turbulent drag reducing mechanisms of triangular micro-groove surface modifications. AIAA-85-0548, 1985.
- [6] Gallagher J A, Thomas A S W. Turbulent boundary layer characteristics over streamwise grooves. AIAA-84-2185, 1984.
- [7] Coustols E. Behavior of internal manipulators: “riblet” models in subsonic and transonic flows. AIAA-89-0963, 1989.
- [8] Park S R, Wallace J M. Flow alteration and drag reduction by riblets in a turbulent boundary layer. AIAA Journal, 1994, 32(1): 31~38.
- [9] Gaudet L. Properties of riblets at supersonic speed. Applied Scientific Research, 1989, 46 (3) : 245~254.
- [10] Yulia Peet, Pierre Sagaut, Yves Charron. Turbulent Drag Reduction Using Sinusoidal Riblets with Triangular Cross-Section. Seattle, Washington : 38th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA-2008-3745, 2008.
- [11] Neumann D, Dinkelacker A. Drag measurements on V-grooved surfaces on a body of revolution in axial flow. Applied Scientific Research, 1991, 48(1): 105~114.
- [12] Sundaram, Viswanath P R, Rudrakumar S. Viscous drag reduction using riblets on NACA 0012 airfoil to moderate incidence. AIAA J, 1996, 34(4): 676~682.

- [13] Mc Lean J D, George-Falvy D N, Sullivan P P. Flight-test of turbulent skin-friction reduction by riblets. *Turbulent Drag Reduction by Passive Means*. London: Royal Aeronautical Society, 1987, 408~428.
- [14] Coustols E, Schmitt V. Synthesis of experimental riblet studies in transonic condition. In: Coustols E. *Turbulence Control by Passive Means* Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1990, 123~140.
- [15] Viswanath P R, Mukund R. Turbulent drag reduction using riblets on a supercritical airfoil at transonic speeds. *AIAA Journal*, 1995, 37(5): 945~948.
- [16] Debisschop J R, Nieuwstadt T M. Turbulent boundary layer in an adverse pressure gradient: Effectiveness of riblets. *AIAA Journal*, 1996, 34(5): 932~937.
- [17] Choi K S. Near wall structure of turbulent boundary layer with riblets. *Journal of Fluid Mechanics*, 1989, 208: 417~458.
- [18] Schwarz-van Mamen A D, Nieuwenhuizen J. Friction velocity and virtual origin estimates for mean velocity profiles above smooth and triangular riblet surfaces. *Applied Scientific Research*. 1993, 50(3~4): 233~254.
- [19] Savill A M. Effect on turbulent boundary layer structure of longitudinal riblets alone and in combination with outer devices In: Charnay L. *Flow Visualization IV*. Hemisphere, 1987.
- [20] Pulles C J A, Prasad K K, Nieuwstadt F T M. Simultaneous flow visualization and LDV studies over longitudinal micro-grooved surfaces In: Coustols E. *Turbulence Control by Passive Means* Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1990, 97~108.
- [21] Tang Y P, Clark D G. On near-wall turbulence generating events in a turbulent boundary layer on a riblet surface. *Applied Scientific Research*, 1993, 50 (3~4): 215~232.
- [22] Tardu S, Truong T V, Tanguay B. Bursting and structure of the turbulence in an internal flow manipulated by riblets. *Applied Scientific Research*, 1993, 50(3~4): 189~213.
- [23] Hooshmand A, Youngs R A, Wallace J M. An experimental study of changes in the structure of a turbulent boundary layer due to geometry changes. *AIAA-83-0230*, 1983.

- [24] Choi K S. Drag reduction mechanisms and near-wall turbulence structure with riblets In: Gyr A. Structure of Turbulence and Drag Reduction. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 1990, 553~560.
- [25] Vukoslavcevic P, Wallace J M, Balint J L. Viscous drag reduction using streamwise-aligned riblets. AIAA Journal, 1992, 30(4): 1119~1122.
- [26] Suzuki Y, Kasagi N. Turbulent drag reduction mechanism above a riblet surface. AIAA Journal, 1994, 32(9): 1781~1790.
- [27] Choi K S. Effects of longitudinal pressure gradients on turbulent drag reduction with riblets In: Coustols E. Turbulence Control by Passive Means Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1990, 109~121.
- [28] Walsh M J. Viscous drag reduction in boundary layer. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1990, 123: 203~261.
- [29] 黄德斌, 邓先和, 王杨君. 沟槽面管道湍流减阻的数值模拟研究. 水动力学研究与进展, 2005, 20(1): 101~105.
- [30] 兰世隆, 王晋军. 沟槽面与光滑面湍流边界层特性比较. 实验力学, 1998, 13(1): 28~33.
- [31] 潘家正. 湍流减阻新概念的实验探索. 空气动力学学报, 1996, 14(3): 304~310.
- [32] 杨弘伟, 高歌. 一种新型边界层控制技术应用于湍流减阻的实验研究. 航空学报, 1997, 18(4): 455~457.
- [33] 夏向东, 刘志华, 董文才, 张军. 回转体微沟槽面湍流边界层流动实验测量. 哈尔滨工程大学学报, 2008, 29(6): 533~538.
- [34] 张庆利, 李京伯. 用主动柔顺壁运动控制边界层转捩. 空气动力学学报, 1999, 17(3): 333~337.
- [35] 王海林, 李忠, 朱均. 减阻流中聚合物的流体动力学行为研究. 西安交通大学学报, 1999, 33(8): 48~51.
- [36] 陆利蓬, 李兆瑞. 逆压梯度湍流边界层中的相干结构. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(4): 417~419.
- [37] 王晋军, 兰世隆, 苗福友. 沟槽面湍流边界层减阻特性研究. 中国造船, 2001, 42(4): 1~5.
- [38] 王晋军, 兰世隆, 陈光. 沟槽面湍流边界层结构实验研究. 力学学报, 2000, 32(5): 621~621.

- [39] 王晋军, 陈光. 沟槽湍流边界层近壁区拟序结构实验研究. 航空学报, 2001, 22(5): 400~405.
- [40] 李新亮, 傅德熏, 马延文. 可压缩钝楔边界层转捩到湍流的直接数值模拟. 中国科学 (G 辑), 2004, 34(4): 466~480.
- [41] 黄章峰, 周恒, 罗纪生. 超音速平板边界层湍流的直接数值模拟及分析. 中国科学 (G 辑), 2006, 36(1): 46~58.
- [42] 宫武旗, 李新宏, 黄淑娟. 沟槽壁面减阻机理实验研究. 工程热物理学报, 2002, 23(5): 579~582.
- [43] 黄伟希, 许春晓, 崔桂香, 张兆顺. 壁面展向周期振动的槽道湍流减阻机理的研究 [J]. 力学学报, 2004, 36(1): 24~30.
- [44] Christoph P P. What is a shark doing in this pump. World Pumps, 2001, 423: 15~16.
- [45] Nitschke P. Experimental investigation of turbulent flow in smooth an longitudinal grooved tubes. NASA: TM, 1984.
- [46] 李育斌, 乔志德, 王志岐. 运七飞机外表面沟纹膜减阻的实验研究. 气动实验与测量控制, 1995, 9(3): 21~26.
- [47] 王树立, 史小军, 赵书华, 刘强, 王海秀. 沟槽面在湍流减阻中的技术研究及应用进展. 西南石油大学学报 (自然科学版), 2008, 30(1): 146~151.

指导教师意见

指导教师签字:

年 月 日