

气膜冷却恢复区的湍流模型

西北工业大学 江涛* 刘松龄 朱惠人

摘要 在 Lam-Bremhorst 低雷诺数 $k-\epsilon$ 模型的基础上, 发展了气膜冷却恢复区的湍流模型。原模型中的常数 c_μ 和 c_1 代之以沿 x, y 方向变化的参数, 低雷诺数函数 f_μ, f_1 和 f_2 沿 x 方向有所变化。修正后的模型可以在 0.4~1.0 的吹风比范围内, 较好地描写恢复区内时均速度、湍动能和湍应力分布, 并能正确模拟向不吹风情况过渡的恢复过程。

关键词: 气膜冷却 湍流模型 边界层

Crawford 等^[1]发展了一个气膜冷却混合长度模型。但对高吹风比和气膜孔下游的恢复区往往不满意。Yavuzkurt^[2]方法实质上仍是混合长度模型。缺少用于气膜冷却的例子。

本文给出在 Lam-Bremhorst 低雷诺数 $k-\epsilon$ 模型基础上修正得到的模型, 与原模型不同处是: 常数 c_μ 和 c_1 改为沿 x, y 两个方向都变化的参数, 函数 f_μ, f_1 和 f_2 不仅沿 y 方向变化, 同时还沿 x 方向变化。修正的依据是文献[2]中给出的数据和作者自己的实验。

1 湍流模型

在恢复区流场中的大部份都可以认为服从边界层流动规律, 只有在气膜孔附近的流场才有较强的三维性质。本文中所用的实验数据用文献[2]中类似方法沿垂直主流的 z 方向的平均值。所用的控制方程为二维边界层方程:

$$\partial \rho u / \partial x + \partial \rho v / \partial y = 0 \quad (1)$$

$$\rho u \partial u / \partial x + \rho v \partial u / \partial y = - dp / dx + \partial (\mu \partial u / \partial y + \mu_t \partial u / \partial y) / \partial y \quad (2)$$

$$\rho u \partial k / \partial x + \rho v \partial k / \partial y = \partial ((\mu + \mu_t / \sigma_k) \partial k / \partial y) / \partial y + \mu_t (\partial u / \partial y)^2 - \rho \epsilon \quad (3)$$

$$\rho u \partial \epsilon / \partial x + \rho v \partial \epsilon / \partial y = \partial ((\mu + \mu_t / \sigma_\epsilon) \partial \epsilon / \partial y) / \partial y + \epsilon / k \{ f_1 \mu_t (\partial u / \partial y)^2 - \rho c_2 f_2 \epsilon \} \quad (4)$$

其中湍流粘性系数表示为 $\mu_t = \rho c_\mu f_\mu k^2 / \epsilon$ 。原 L-B 模型中的常数 $c_\mu, c_1, c_2, \sigma_k, \sigma_\epsilon$ 以及函数 f_μ, f_1 和 f_2 的取法参见文献[3、4]。

用上述模型计算恢复区的结果如图 1 所示, 图中的实验数据均取自文献[2]。上游有 12 排气膜孔, 吹风比为 0.4, 初始截面取在恢复区起始截面, 以实验值作为计算初值。由图看到, 边界层内湍动能的计算值有很大的误差, 在 $x = 256\text{cm}$ 处, 实测的分布呈反“S”形, 而计算的分布都是单调变化。湍应力的分布亦有同样量级的误差。在吹风比为 0.9 时, 计算的湍动能和湍应力也和文献[2]中的数据偏离甚远。这说明原 L-B 模型在气膜冷却恢复区已不适用, 其原因可能是由于上游吹风的影响, 起始截面参数分布与一般的边界层差别很大, 而这种差异要经过相当长的距离后才会消失。

经多次计算和对比发现,要使 L-B 模型能在恢复区中取得成功,必须将原模型中的常数 c_μ 和 c_1 取为沿 x 和 y 两个方向上变化的参数,函数 f_μ 、 f_1 和 f_2 亦应沿 x 方向变化。修正后的上述参数和函数如下:

$$c_\mu = 0.09 - c_{\mu 0}(y/\delta)^{0.5} \exp(0.5y/\delta) \exp(-x'/20\delta) \quad (5)$$

$$c_1 = 1.44 + c_{10}(y/\delta)^{0.5} \exp(0.5y/\delta) \exp(-x'/20\delta) \quad (6)$$

$$f_\mu = \left[\exp(-AR_y - 10^{-10}) \right]^2 (1 + 20/R_t) \quad (7)$$

$$A = 0.0163 - 0.014 \exp(-x'/20\delta) \quad , \quad f_\mu \geq \min(1, f_\mu, 0.2 + 0.0025R_t) \quad (8)$$

对 f_μ 最小值的控制, $f_\mu = 0.3 - 0.26 \exp(-x'/20\delta)$ 。 $f_1 = 1 + c/R_t$, $c = 0.055 + 0.7 \exp(-x'/50\delta)$, $f_2 = 1 - \exp(-DR_t - 10^{-10})^2$, $D = 0.01 + \exp(-x'/10\delta)$, $R_t = k^2/\nu$, $R_y = \overline{k} y/\nu$ 。式中, δ 为边界层厚度; x' 为距离后一排气膜孔的距离; $c_{\mu 0}$ 和 c_{10} 为与吹风比有关的常数。和原 L-B 模型相比,经修正的模型有以下特点: (1) 引入沿 x 方向指数函数形式的修正, 此项修正随 x'/δ 增大而减弱, 当 x'/δ 较大时, 被修正的参数趋向原 L-B 模型, 这样的规律模拟了实际存在的边界层参数分布向无吹风情况过渡的恢复过程。(2) 二次流在 y 方向造成的影响是不同的, 由实测的湍动能分布看出, 二次流在壁面附近的影响不大, 而在边界层的中上层有巨大影响, 为此在 c_μ 和 c_1 的表达式中引入了参数 y/δ , 在 y/δ 值较小时, 此项几乎不起作用, 在边界层外边界因 $\partial u/\partial y$ 很小, 也不会产生重大影响。只是在中上层可以形成与实验相符的反“S”形的湍动能和湍应力分布。(3) 函数 f_1 和 f_2 的影响仅限于近壁区, 计算表明, 若不引入 x 方向的修正则不能获得满意结果。

2 计算方法和算例

采用了 Patankar-Spalding 方法^[5]求解边界层方程组, 沿 y 方向取 99 个网格点。

所有的算例起始截面均取在末排气膜孔下游邻近区域, 以实测的参数分布为初值, 但湍动能耗散率 ϵ 不可能测出, 故必须解决如何由实测的其他参数求出 ϵ 的问题。由 ϵ 的定义

$$\epsilon = \overline{(\rho c_\mu f_\mu k^2)/(-\rho \overline{u'v'})} (du/dy) \quad (9)$$

在无吹风情况下, du/dy 和 $-\rho \overline{u'v'}$ 同号, 由此求出的 ϵ 值恒为正。但在高吹风比时, du/dy 可能为零, 甚至为负, 湍流应力 $-\rho \overline{u'v'}$ 也会出现负值, 而且二者的零点往往不在同一位置, 文献[2]和本文作者的实验数据都证实了这一点, 在这种情况下用式(9)将有困难。作者在 $-\rho \overline{u'v'} \leq 0$ 时取 ϵ 为一个较大的值, 通常是在 $10^3 \sim 10^6$ 的范围内, 经验证明, 这样处理是可取的。

算例 1 取自文献[2], 在吹风区有 12 排 30° 倾角交错排列的气膜孔, 吹风比 0.4, 最后一排孔位于 $x = 188\text{cm}$ 处, 实验中测得了 $x = 188, 214$ 和 256cm 处的速度、湍动能和湍应力分布。

计算中取 $x = 188\text{cm}$ 处的实测值作为初值, 结果表示在图 2 上。原 L-B 模型计算结果与实验值差别很大, 修正的模型在边界层中外层得到了反“S”形的湍动能和湍应力分布, 并和实

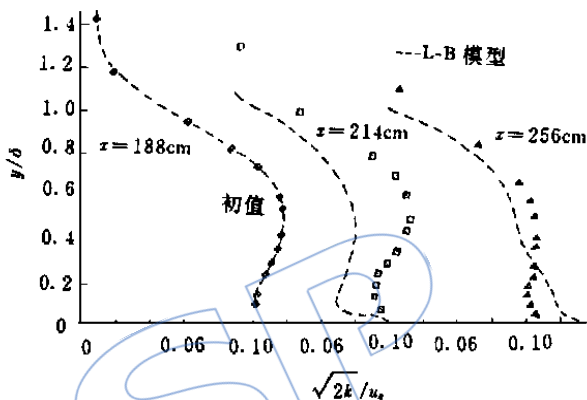


图 1 湍动能计算与实验比较

验值符合良好。图中还有在 $x = 350\text{cm}$ 处两种模型的计算结果,可以看出,随着距离的增大,两种模型的差别减小。本算例中取 $C_{\mu 0} = 0.07$, $c_{10} = 0.7$ 。图 3 给出了 $x = 214\text{cm}$ 处两种模型的湍动能方程中的生成项和耗散项的比较,除边界层外边界附近区域外,其它区域湍动能扩散项均比生成项和耗散项

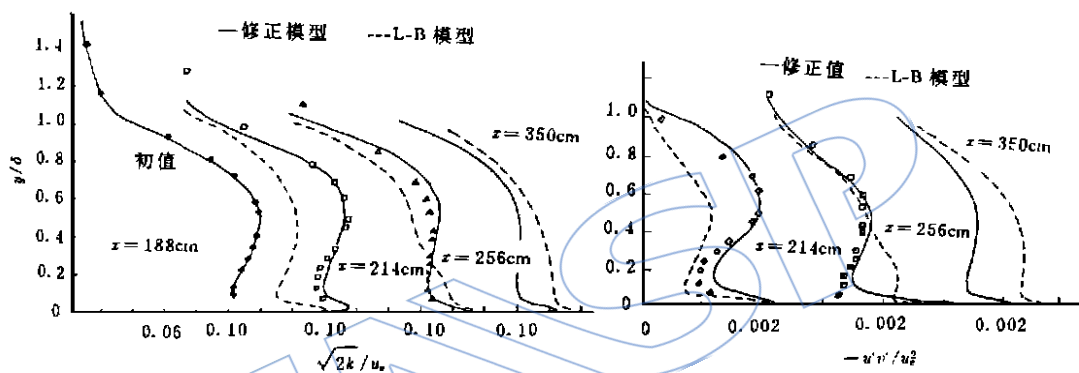
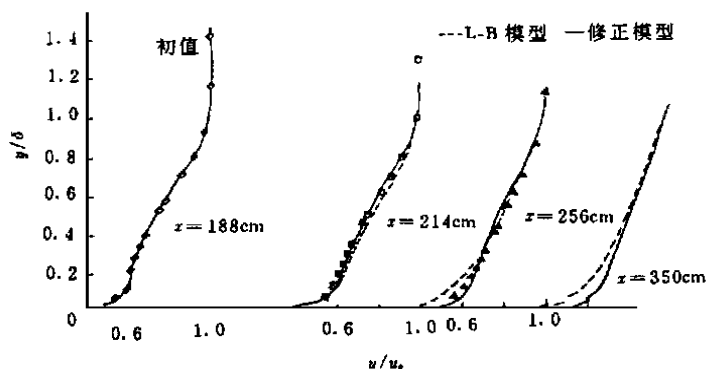


图 2 边界层内速度湍动能、湍应力分布

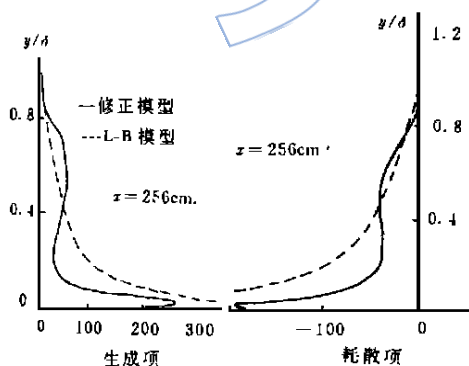


图 3 湍动能生成项、耗散项

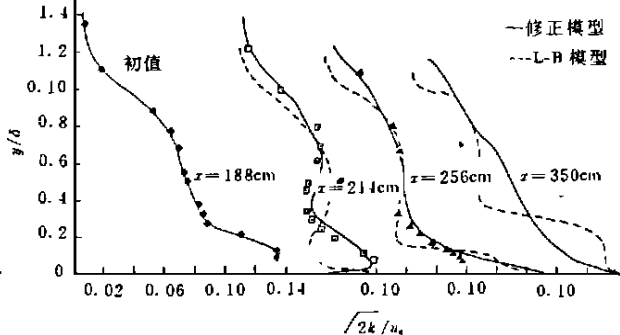


图 4 边界层内湍动能分布 ($m_j = 0.9$)

小得多。修正模型在边界层的中外层得到了非单调的生成项和耗散项分布,而原 L-B 模型只能得出单调分布。在 $y/\delta > 0.4$ 的范围内,修正模型生成项和耗散项较原模型大,在 $y/\delta = 0.4$ 时则相反。

算例 2 仍取自文献[2], 吹风比为 0.9, 其余条件同算例 1, 计算与实验的对比见图 4。这个算例初始截面湍动能的分布与前 1 算例差别很大, 但用修正模型仍能很好地与实验值相符。由于吹风比较高, 在 $y/\delta = 0.2$ 的邻近有 $du/dy < 0$ 的区域, 原模型在这个区域的计算误差特别大, 在远离吹风处, 原模型甚至会得出很不合理的分布图形。这说明原 L-B 模型在吹风比高时的效果会比低吹风比更差。本算例中取 $c_{\mu 0} = 0.03, c_{10} = 0.5$ 。

算例 3 是作者自己做的平板气膜冷却实验^[6], 有 9 排倾角 30° 交错排列的气膜孔, 吹风比为 0.7。恢复区的起始截面位于 $x = 1.04\text{m}$ 处, 在该截面和 $x = 1.26, 1.42$ 和 1.624m 处均测量了速度、湍动能和湍应力。图 5 给出测得的速度和湍动能, 后者和图 4 中的结果类似, 在几个截面上都出现了反 'S' 形的分布。计算中取 $c_{\mu 0} = 0.065, c_{10} = 0.6$ 。修正模型的优越性在这个算例中也表现得十分明显。

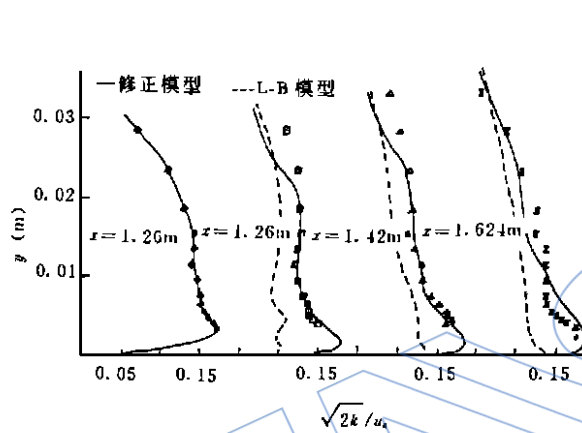


图 5 边界层内湍动能分布 ($m_j = 0.7$)

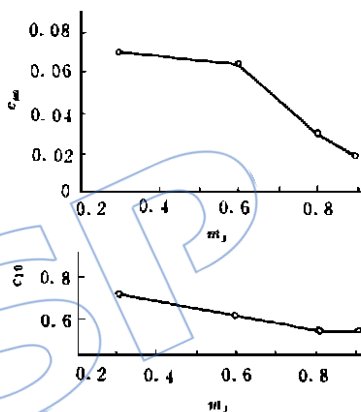


图 6 $c_{\mu 0}$ 和 c_{10} 与吹风比的关系

修正模型中 $c_{\mu 0}$ 和 c_{10} 的取值应和上游吹风比有关, 以上几个算例中取的值表示在图 6 上, 随吹风比增大二者都减小, 其他参数(如孔排数、孔几何参数)对 $c_{\mu 0}$ 和 c_{10} 的影响尚有待进一步研究。

结论 气膜冷却恢复区中气流参数的分布规律与一般的边界层有很大区别。通过对 L-B 低雷诺数 $k-\epsilon$ 湍流模型的修正表明, 将该模型中两个常数 c_μ 和 c_1 改为沿 x 和 y 方向变化的参数, 三个函数 f_μ, f_1 和 f_2 改为沿 x 方向变化的函数, 有可能较好地计算气膜冷却的恢复区。所有参数的修正在 x 方向的主要特征是: 当 x 趋向很大值时, 修正模型应趋向原模型。

参 考 文 献

- 1 Crawford M E, Kays W M, Moffat R J. Full coverage Film cooling on flat, Isothermal surface: A Summary Report on Data and predictions. NASA CR-3219, 1980
- 2 Yavuzkurt S. Full Coverage Film Cooling: 3-Dimensional Measurements of Turbulence Structure and Prediction of Recovery Region Hydrodynamics. ASME CR-3104, 1980
- 3 Lam C K G, Brehmhorst K. A Modified Form of the $k-\epsilon$ Model for Predicting Wall Turbulence. NASA Jour. Fluid Eng., 1981, 103: 456-460
- 4 Schmit R C, Patankar S V. Simulating Boundary Layer Transition with Low-Reynolds-Number $k-\epsilon$ Turbulence Models. Jour. Turbomachinery, 1991, 113: 10-25
- 5 Patankar S V, Spalding D B. Heat and Mass Transfer in Boundary Layers. 1970
- 6 江涛. 气膜冷却实验与数值计算研究: [博士学位论文]. 西安: 西北工业大学, 1992

(责任编辑 杨再荣)

RESEARCH ON FUNCTION OF 8-SHAPED VORTEX IN OSCILLATORY PROPULSION

Wu Jing and Gao Ge

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

A wave-vortex principle of oscillating propulsion is presented, which is based upon the observation and experimental study of fish's oscillating propulsion. The theoretical analysis shows, that the occurrence and interaction of 8-shaped vortex is the reason for creation of thrust. The experiments accomplished with oscillating stiff blades give a strong heuristic evidence. It is that the discovered 8-shaped vortex possesses behaviour of energy storage. This new principle is of great significance for analysing fish's swimming and designing high efficiency propeller.

PREDICTION OF PROPELLER PRESSURE DISTRIBUTION AND PERFORMANCE BY LIFTING SURFACE THEORY

Chen Zemin and Pan Jieyan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

A numerical method is presented for prediction of propeller performance and pressure distribution on blade surface according to lifting surface theory. The lifting surface model consists of two layers of constant strength quadrilateral vortex - ring elements covering both surfaces of the blades. The velocity jump across vortex sheet is included in the computation of the pressure distribution. The effect of blade drag has been included in the calculation of propeller performance. Numerical results agree well with experimental data for the considered two propellers.

A TURBULENCE MODEL FOR FILM COOLING RECOVERY REGION

Jiang Tao, Liu Songling, Zhu Huiren

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

It is observed that the normal $k-\epsilon$ turbulence model, which is very popular in computational fluid dynamics, is inapplicable to predicting the film cooling recovery region flow successfully. The reason might be the fact that the profiles of flow parameters are significantly different from those in normal boundary layer due to the blowing and the distance needed for flow returning to the normal boundary layer is too large. A new turbulence model based on Lam-Bremhorst low Reynolds number $k-\epsilon$ turbulence model has been proposed for prediction of the film cooling recovery region. It was found that the constant c_μ and c_1 in the original model should be modified to be functions of coordinates x and y , and the low Reynolds number functions f_μ , f_1 and f_2 should be varied with x and y too. The modified expressions feature that they should be approaching to nonblowing boundary layer when the distance from initial section becomes large enough. Three numerical examples demonstrate the advantages of this new model over the original one for the blowing ratio ranging from 0.4 to 1.0.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF AN END-MODIFIED COMPRESSOR CASCADE

Wu Gouhua, Peng Zeyan, Yan Ming, Ren Liyin

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT

A compressor end-modified cascade and its original cascade are compared experimentally to study the three-dimensional flow characteristics at the exit plane of