

无尾桨及其实验研究*

南京航空航天大学 罗晓平** 张呈林 沈梦山

【摘要】介绍了无尾桨概念及带环量控制尾梁的直升机模型在风洞中和旋翼下的测压实验,主要研究动量系数和缝隙几何参数对圆柱尾梁上气动力的影响;另外,对环量控制尾梁上的流动状态也进行了显示实验。通过对实验结果的分析,研究环量控制尾梁的原理及应用。

主题词: 尾梁 环量 流动显示 气动力

分类号: O354 V212.4

1 引言

无尾桨利用环量控制尾梁提供平衡反扭矩所需的力,从而取消了尾桨,从根本上解决了由于尾桨给直升机带来的各种问题。其结构简单、安全性好、改善了可靠性和维护性、减少了直升机的振动和噪声,操纵性能提高,特别适用于武装直升机的飞行要求。

无尾桨概念由麦克唐纳—道格拉斯直升机公司提出,无尾桨系统主要是通过环量控制尾梁,将旋翼尾流的动能转换成平衡反扭矩的侧力,并利用尾梁尾部的直接喷气锥提供的喷气推力进行航向操纵^[1],其主要部分是环量控制尾梁。尾梁上环量的大小,亦即侧力的大小,由喷气动量系数控制。喷气动量系数 C_p 定义为缝隙动量和外部来流动量之比,表示为^[2]:

$$C_p = 2(\rho_j / \rho_0)(h/D)(V_j/V_0)^2$$

本文主要通过模型试验,研究环量控制原理,并通过压力分布测量、流场显示,研究参数对环量控制的影响。

2 模型实验

带环量控制尾梁的直升机模型关键部分是尾梁(图 1)。尾梁和机身通过一钢管套在一起,尾梁可相对机身转动,以改变缝隙位置。圆柱形尾梁表面开了两条狭缝,两缝相距 70° ;最初宽度分别为 $h_1 = 0.9 \text{ mm}$ 和 $h_2 = 0.5 \text{ mm}$ (以下 h 为单缝时的缝隙高度, $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ 为缝隙相对来流的方位角),后将第 2 条缝扩为 1.4 mm ,两缝平行。在尾梁上取二截面,每一截面沿周向每隔 10° 布置一测压孔,测压孔与表面

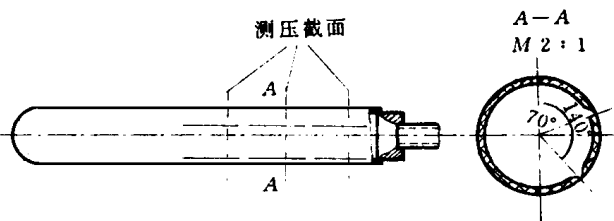


图 1 无尾桨直升机模型

垂直。尾梁直径 100 mm, 来流速度 15 m/s, 实验 Reynolds 数为 $Re = D \times V_0 / \nu = 1.0232 \times 10^5$, 和工程应用的 Reynolds 属同一数量级。但由于旋翼下洗流比较紊乱, 对分离点位置影响较大, 风洞实验的结果并不能直接应用于工程, 而旋翼下的实验结果则和实际情况非常相近。

实验要求在各种状态下测出指定截面的表面压力分布 C_p , 来流速度 V_0 和缝的喷流速度 V_f , 并对尾梁表面(特别是机身处)流场进行显示拍照。本实验在南航六系低速实验风洞中完成, 为了验证风洞实验结果并证明环量控制尾梁的可行性, 又将直升机模型置于南航直升机研究所 1.1M 旋翼模型进行了实验。

3 实验结果及分析

本实验包括了环理控制尾梁上气动力随缝隙的数目、大小和位置以及动量系数和来流速度等基本参数的变化情况, 并绘成曲线。绘制曲线的数据如不作说明均取自于中间截面。

3.1 尾梁表面的压力分布

图 2 是本实验测出的尾梁表面压力分布图, 其中 $C_p = 0$ 时与文献[3]中给出的亚临界雷诺数绕流圆柱体表面的压力分布曲线趋势完全相同, 这说明本实验是准确可信的。

由于分离区的压力基本不变, 从压力分布图中可以找出分离点。在风洞实验中, 不喷气时分离点在 75° 附近, 而旋翼实验则显示分离点远在 75° 之后。这是因为, 分离点不但与雷诺数有关, 还与 C_p 来流紊流度和表面粗糙度有关, 旋翼下洗流是旋转着的极不稳定的气流, 也就是说其紊流度较高。虽然雷诺数较低, 但紊乱的气流使尾梁表面边界层在分离前就已由层流过渡到紊流, 使分离点后移, 同时引起负压增大。

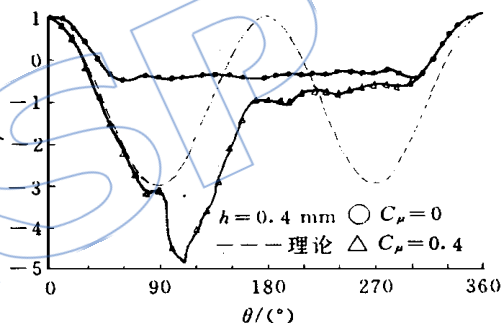


图 2 尾梁上的压力分布(风洞实验)

从图 2 可以看出, 没有环量控制时, 尾梁表面两侧的压力分布基本对称, 不存在侧向力; 有环量控制时, 喷流给尾梁表面边界层增加能量, 局部负压大大提高, 分离点移至 175° ; 处在 90° 一侧的尾梁表面的负压显著增加, 而另一侧的压力基本不变, 结果产生指向负压大的一侧的气动力。

3.2 动量系数和来流速度的影响

动量系数对环量控制气动效率起着重要作用, 来流速度的变化也反映在这一参数中。图 3 表明 C_l 随 C_p 的增大而增加 ($\bigcirc h = 1.4 \text{ mm}, \theta = 140^\circ$; $\square h = 1.4 \text{ mm}, \theta = 100^\circ$; $\triangle h_1 = 0.9 \text{ mm}, h_2 = 0.5 \text{ mm}, \theta_1 = 90^\circ, \theta_2 = 140^\circ$), 显然动量系数增加时, 补充的能量更多, 克服摩擦和压差阻力的能力更大, 使分离点后移, 产生的气动力增加。

动量系数越大, 气动效率越高, 但并不是 C_p 越大越好, 因为 C_p 越大, 供气需要的功率越大, 功率不可能无限制地增加, 如果能用最小的功率产生最好的效果, 对应的动量系数无疑是最好的。由图 3 中可知 C_p 选在 0.4 左右经济性更好。图中带 $\bigcirc$ 的曲线为旋翼实验的结果。

3.3 缝隙几何参数的影响

缝隙几何参数包括缝隙数目、大小和位置, 下面分别加以讨论。

图 4 中第 3、4 两条曲线为在动量系数相同, 缝总宽相同的条件下, 单、双缝时 C_l 随缝隙方

位角的变化情况(○ $h = 0.5$ mm; + $h = 0.9$ mm; □ $h = 1.4$ mm; △ $h_1 = 0.9$ mm, $h_2 = 0.5$ mm; * $h_1 = 0.9$ mm, $h_2 = 1.4$ mm), 可见双缝比单缝的效果大大提高, 且双缝随方位角的变化比较平缓, 这一点在实际应用中非常重要, 因为直升机飞行状态的复杂性, 旋翼下洗流的方向不断变化, 缝隙相对来流的方向也在变化, 这一变化不应使环量控制尾梁上的侧向力发生太大的改变。单缝时 C_l 随缝隙相对来流的位置变化剧烈, 对直升机不适用。

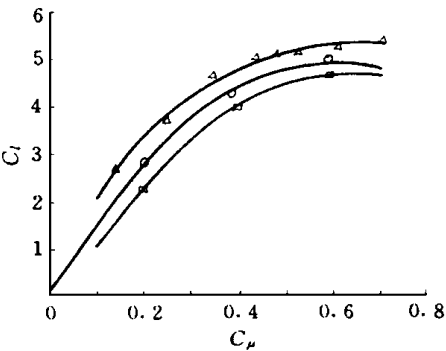


图 3 动量系数的影响

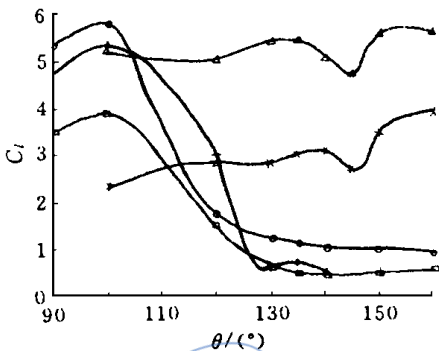


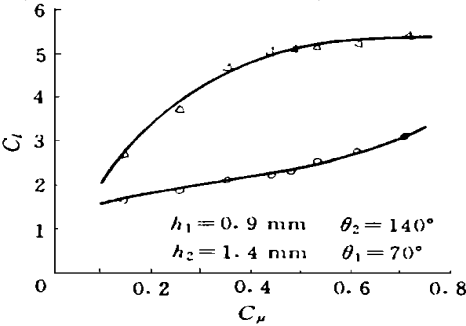
图 4 缝隙位置的影响

从图 4 中还可看出单缝时 $\theta = 100^\circ$ 时效果最好, 和分离点位置 75° 相差 25° ; 这是由于喷流的引射作用, 使分离点后移并推迟到 170° (图 2)。双缝时, C_l 随 θ 变化平缓, 且方位角越大, 越有增大的趋势, 可能第 1 条缝起到主要作用, 因此它相对分离点的位置很重要, 从单缝得出的最佳位置在 100° ; 该曲线显示, 第 1 条缝方位角最大只到 90° 。

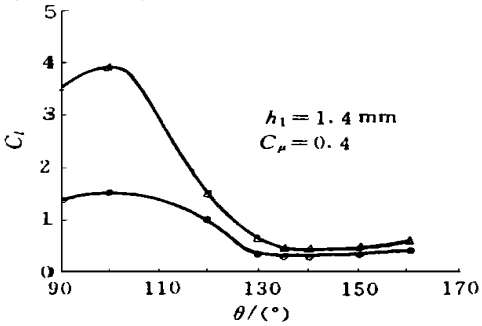
由于实验条件及气流状态不一样, 在风洞中得出的最佳位置在旋翼下并不相同, 不同的原因在于分离点位置不同。通常缝隙越小, 环量控制效率越高(图 4)。但当缝隙小到一定程度, C_l 将迅速减小^[4], 且所需功率急剧增加。

3.4 流场显示

从图 5 中可看出, 靠近机身的截面升力系数大大低于中间截面的升力系数(图中△为截面 2; ○为截面 1)。这是因为一方面在缝隙边缘, 喷出的气流除沿尾梁表面周向流动外, 还有一个沿轴向外泄分量, 且受边缘空气的影响, 阻力增加, 造成能量损失; 另一方面, 风洞气流吹到机身上, 沿机身表面向尾梁流动, 干扰尾梁上的控制气流, 产生分离, 降低了环量控制效率。



(a) 动量系数的影响



(b) 缝隙位置的影响

图 5 两截面的比较 ($C_\mu = 0.4$)

为了更全面地了解整个尾梁上的流动情况,还在风洞中作了尾梁表面流场显示实验。流场显示的现象和测量结果完全相符。

图 6a 是没有喷气时圆柱体尾梁处于气流中($V_0 = 15 \text{ m/s}$)时表面的流场,图中线束的状态清楚显示出,气流分离较早,在尾梁下面存在大面积的分离处。图中第 1 条缝处在距顶部中心 70 的位置,而分离点就在第 1 条缝下面,约 75;这和前面由压力分布图得出的分离点位置完

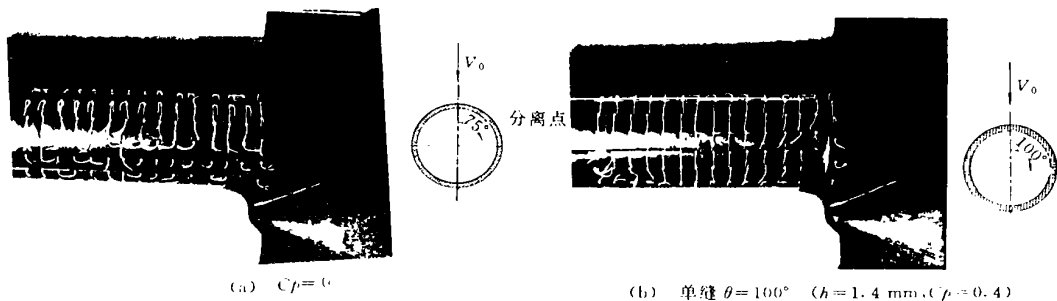


图 6 流场显示

全一样。当缝隙位于 100 时(图 6b),整个尾梁侧部流动稳定有序,说明此时的环量控制效果较好。但在尾梁两端和机身连接处仍存在着分离现象,这正显示出三维流动的真实状况。

4 实验总结

(1) 环量控制原理可以十分有效地应用于直升机尾梁;(2) 将环量控制原理应用于尾梁时,应考虑尾梁工作条件和以下参数:雷诺数、动量系数和几何参数;(3) 考虑到环量控制效率和经济性,动量系数选在 0.4 左右比较好;(4) 双缝明显比单缝好,且双缝气动特性随缝隙位置变化幅度小,更适用于直升机各种飞行状态下变化复杂的尾流环境;(5) 缝隙位置与分离点位置密切相关,而分离点又与雷诺数、来流紊流度和尾梁表面光洁度有关。在具体应用中,缝隙位置的选取应通过实验来确定。

参 考 文 献

- 1 Loqan A H. Evaluation of a Circulation Control Tail Boom for Yaw Control. Hughes Helicopters, Inc. USARTL- TR- 79 - 10, 1978
- 2 Tadghighi H, Thompson T L. Circulation Control Tailboom Aerodynamic Prediction and Validation. Presented at the 45th Forum of the American Helicopter Society, 1989
- 3 徐有恒, 穆晟. 基础流体实验. 复旦大学出版社, 1990
- 4 Dunham J. A Theory of Circulation Control by Slot Blowing, Applied to a Circular Cylinder. Journal of Fluid Mechanics, 1968, 33(3)

(责任编辑 魏星禄)