

直升机旋翼翼型动态失速特性试验研究*

Experimental Investigation of Rotor Airfoil Dynamic Stall Characteristics

林永峰 黄建萍 黄水林 邓景辉 刘平安 / 中航工业直升机所直升机旋翼动力学国防科技重点实验室

摘要: 针对CH-9.5旋翼翼型, 开展了不同马赫数、迎角及振动频率下的静态和动态气动特性实验, 介绍了试验测量方法、试验结果处理步骤, 测量了不同状态、不同参数时的翼型动态失速特性, 给出了迟滞环区域随马赫数、迎角及振动频率的变化规律, 所得的试验结果为理论模型提供了验证依据。

关键词: 旋翼翼型; 动态失速; 风洞试验

Keywords: rotor airfoil; dynamic stall; testing

0 引言

旋翼翼型气动特性是旋翼气动特性分析的基础, 直升机旋翼所处的气动环境非常复杂, 当直升机前飞时, 旋翼桨叶旋转一周, 其瞬时动压会急剧变化。为了平衡旋翼, 必须通过周期操纵调整不同方位的桨叶迎角。由于旋转速度与前飞速度的叠加, 此时前行桨叶可能出现跨声速激波失速, 后行桨叶可能出现大迎角动态失速和气流分离, 因此许多国家都在开展旋翼翼型的动态失速特性研究。

旋翼翼型的动态失速特性研究包括理论及试验研究。理论研究包括基于试验数据的半经验模型(如Leishman-Beddoes模型、ONERA EDLIN模型、JOHNSON模型)^[1-6, 8]和基于CFD技术的数值方法^[7, 9], 通过求解雷诺平均N-S方程模拟翼型定常和大迎角非定常振荡流场, 进行翼型静态气动CFD数值模拟。试验研究包括振荡机翼的测力、测压试验, 采用PIV技术的动态失速流动细节测量。

目前对旋翼翼型气动特性的研究

仍在不断深入, 主要集中在详细测量翼型的动态气动力, 准确预测旋翼翼型的静态气动力, 以及采用各种新技术抑制动态失速等方面。

1 试验设备及试验方法

旋翼翼型动态失速特性试验是在俄罗斯中央空气流体动力研究院(TsAGI)的SVS-2风洞中完成的, 该风洞可以进行翼型的静态和动态特性试验。SVS-2风洞的主要技术指标有: 流速: 标准空气条件下, 马赫数 0.3~0.6; 模型长度: 0.5m; 模型弦长: 0.18m; 振动频率: 0~20Hz; 振幅: 5°。

SVS-2风洞的试验段见图1。

开展翼型动态失速特性试验的模型(机翼)谐波振荡规律如下:

$$\alpha(t) = \alpha_m + A_a \sin[\psi(t) + \varepsilon]$$

其中, α_m 为平均倾角, 机翼振荡角 $\psi(t) = \omega t$, 振荡角速度 $\omega = 2\pi f$, f 为振荡频率, A_a 与 ε 是机翼振荡的振幅和初始相位角。机翼振荡振幅 A_a 变化范围为 $0^\circ \sim 5^\circ$, 振荡频率变化范围为 $0 \sim 20\text{Hz}$ 。

试验中将测出下列参数: 机翼迎角 α 、机翼振动频率 f 、机翼的空气动力载荷(包括法向力 Y 、纵向力 X 和俯仰力矩 M_z)。在风洞中有翼型动态失速特性试验台, 试验模型安装及坐标示意图见图2。

2 试验模型

试验模型在风洞中的安装及坐标意见见图3。试验翼型为CH-9.5翼型, 理论外形如图4所示。试验模型长度0.5m, 弦长0.18m, 制造完成后的模型见图5。

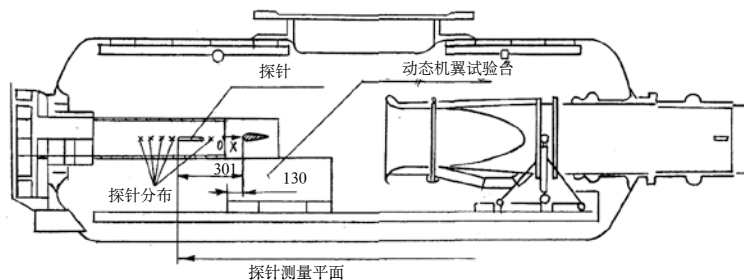


图1 SVS-2风洞的试验段

* 由国家科技部国际合作项目“直升机流体动力学试验与分析技术研究”支持。

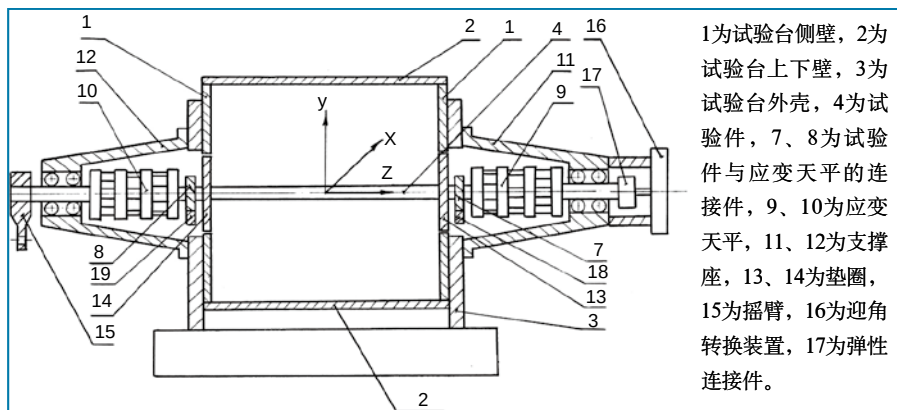


图2 试验模型安装及坐标示意图

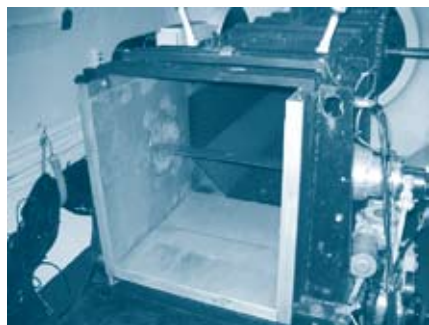


图3 试验模型(机翼)在风洞中的安装图

3 试验状态

试验包括静态特性试验和动态特性试验。

3.1 静态特性试验

1) 没有上壁面试验

a. 自由边界层转捩试验

$Ma=0.3, 0.35, 0.4, 0.45, 0.5, 0.55, 0.6$;

迎角 $\alpha = -7^\circ, -6^\circ, -4^\circ, -2^\circ, 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 7^\circ, 8^\circ, 9^\circ, 10^\circ, 11^\circ, 12^\circ, 13^\circ, 14^\circ, 15^\circ, 16^\circ, 17^\circ, 18^\circ, 20^\circ, 22^\circ, 24^\circ, 26^\circ, 28^\circ$ 。

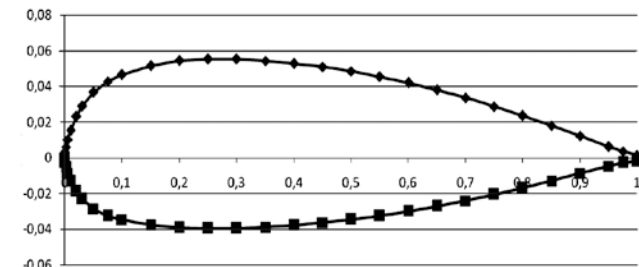


图4 CH-9.5翼型理论外形

b. 固定边界层转捩试验

$Ma=0.3, 0.4, 0.5, 0.6$;

迎角 $\alpha = -7^\circ, -6^\circ, -4^\circ, -2^\circ, 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 7^\circ, 8^\circ, 9^\circ, 10^\circ, 11^\circ, 12^\circ, 13^\circ, 14^\circ, 15^\circ, 16^\circ, 17^\circ, 18^\circ, 20^\circ, 22^\circ, 24^\circ, 26^\circ, 28^\circ$ 。

2) 有上壁面的试验

试验状态和没有上壁面试验相同。

3) 带孔上壁面试验

试验状态和没有上壁面试验相同。

3.2 动态试验

1) 自由边界层转捩试验

振幅 $A_\alpha = 5^\circ$, $Ma=0.3, 0.35, 0.4, 0.45, 0.5, 0.55, 0.6$;

平均迎角:

$\alpha_m = 4^\circ, 8^\circ, 13^\circ, 15^\circ, 17^\circ, 20^\circ$, 对应 $Ma=0.3, 0.35, 0.4, 0.45, 0.5$;

$\alpha_m = 4^\circ, 8^\circ, 14^\circ, 18^\circ, 20^\circ, 22^\circ$, 对应 $Ma=0.5, 0.55, 0.6$;

缩减频率 $k = 0.02, 0.025, 0.03, 0.035, 0.04, 0.045$;

振荡频率:

$f = 5\text{Hz}, 10\text{Hz}, 15\text{Hz}, 20\text{Hz}$, $Ma=0.3, 0.35, 0.4, 0.45$;

$f = 2.5\text{Hz}, 5\text{Hz}, 10\text{Hz}$, 对应 $Ma=0.5, 0.55$;

$f = 2.5\text{Hz}, 5\text{Hz}$, 对应 $Ma=0.6$ 。

2) 固定边界层转捩试验

振幅 $A_\alpha = 5^\circ$; $Ma=0.3, 0.4, 0.5, 0.6$;

平均迎角:

$\alpha_m = 4^\circ, 8^\circ, 13^\circ, 15^\circ, 17^\circ, 20^\circ$, 对应 $Ma=0.3, 0.35, 0.4$;

$\alpha_m = 4^\circ, 8^\circ, 14^\circ, 18^\circ, 20^\circ, 22^\circ$, 对应 $Ma=0.5, 0.55, 0.6$ 。

振荡频率:

$f = 5\text{Hz}, 15\text{Hz}, 20\text{Hz}$, 对应 $Ma=0.3, 0.35, 0.4$;

$f = 5\text{Hz}, 10\text{Hz}$, 对应 $Ma=0.5$;

$f = 2.5\text{Hz}, 5\text{Hz}$, 对应 $Ma=0.6$ 。

4 试验结果分析

4.1 试验结果数据处理

由于动态试验的振荡频率是变化的，因此在数据采集时既要有足够高的采集频率，还要考虑不同试验状态下的翼型振荡频率变化。本次旋翼翼型试验采用应变天平测量动态气动力，应变传感器对每个试验点连续采集记录2048个的数值，根据试验点振荡频率的变化，传感器采集频率在12~96 kHz范围变化，对于动态试验，每个试验点都采集记录4个周期的数据。

为了消除试验模型重量影响和动态振荡的惯性力影响，试验前采集无风

条件所有试验迎角状态下的天平读数（消除模型重量影响），以及每个平均迎角、不同振荡频率下的天平读数（消除惯性力影响）。

在机体坐标系下，气动力系数计算公式：



图5 试验模型

$$CY_w = \frac{Y}{qbl_{kp}}, CX_w = \frac{X}{qbl_{kp}}, CM_z w = \frac{M_z}{qb^2 l_{kp}}$$

其中, q 为风洞动压, b 为机翼弦长, l_{kp} 为机翼展长。

试验结果通过如下步骤处理:

1) 确定翼型迎角: $\alpha = \alpha_p + g_\alpha (v_a - v_{ar})$, 这里 v_a 是通道的电流信号, v_{ar} 与参考迎角 α_r 相关的通道电流信号;

2) 确定振荡机翼的一阶谐波: 平均迎角 α_m , 振幅 A_α , 相位角 φ_α ;

3) 确定天平载荷 Y_A 、 X_A 、 M_z^A 、 Y_B 、 X_B 、 M_z^B ;

4) 确定机翼的法向力 Y 、纵向力 X 、力矩 M_z (考虑试验台的结构重量和试验件的惯性载荷):

$$Y = Y_A + Y_B - Y_{in}$$

$$X = X_A + X_B - X_{in}$$

$$M_z = M_z^A - M_z^B - M_{z_{in}}$$

5) 确定法向力、纵向力、力矩系数: CY_w 、 CX_w 、 $CM_z w$;

6) 通过坐标转换, 确定风轴系下的气动力系数: CY_{wa} 、 CX_{wa} ;

7) 进行谐波分析;

8) 对试验数据进行试验台干扰和流场边界层修正;

9) 确定翼型的升力、阻力和力矩系数: CY 、 CX 、 CM_z 。

4.2 静态试验结果

静态试验包括自由边界层转捩和固定边界层转捩。马赫数 $Ma=0.5$, 翼型上表面带和不带涡流发生器 (即固定边界层转捩和自由边界层转捩) 时, CH-9.5 翼型气动特性静态试验结果曲线见图6~图8。

试验结果表明, 带涡流发生器降低了翼型的升阻比, 最大升力系数 CY_{max} 减小, 阻力系数 CX 增大, 增大了力矩 (即力矩系数 CM_z 的负值更大)。

本次试验的试验台上壁面采用了不同的方式, 包括没有上壁面、有上壁面、带孔的上壁面, 图中给出了试验台上壁面对

试验结果的影响。三种方式的气动力系数有差异, 但很接近, 也表明本次试验时风洞没有出现堵塞现象。

4.3 动态失速试验结果

动态试验结果曲线见图9~图14。给出了马赫数 $Ma=0.3$, 振荡频率 $f=10\text{Hz}$ 、 15Hz , 振幅 $A_\alpha=5^\circ$, 所有平均迎角 α 下的 CH-9.5 翼型动态失速气动特性试验结果。

试验包括自由边界层转捩 (没有涡发生器) 和固定边界层转捩 (有涡发生器), 自由边界层转捩时的结果曲线为虚线, 其气动特性类似于静态试验结果的情形, 固定边界层转捩时降低了翼型动态失速特性。

从得到的动态试验结果中可以看到, CH-9.5 翼型的动态失速特性不同于其静态失速特性, 翼型振荡导致了 $CY(\alpha)$ 、 $CX(\alpha)$ 、 $CM_z(\alpha)$ 出现迟滞回路, 在某个固定马赫数下, 迟滞回路区域随振动频率的增加而增大, 当平均迎角接近临界迎角时, 迟滞回路区域也增大, 在这种情形下, 可以观察到失速的延迟以及最大升力系数 CY_{max} 的大幅提高。

5 结论

1) 试验结果表明, 不同上壁面 (没有上壁面、有上壁面、带孔的上壁面) 的翼型气动特性有些差异, 但非常接近, 也表明本次试验的模型在大迎角时没有出现堵塞现象。

2) 翼型上表面采用固定边界层转捩时, 降低了翼型的静态空气动力特性, 即 CY_{max} 降低, CX 增加, CM_z 负得更大。

3) 在相同迎角下, 翼型的动态特性和静态特性有很大的差别, 可以看出明显的迟滞现象; 相同马赫数下, 迟滞回路区域随振动频率的增加而增大, 当平均迎角接近临界迎角时, 迟滞回路区域仍在增大, 在这种情形下, 可以观察到失速的延迟以及最大升力系数 CY_{max} 的大幅提高。

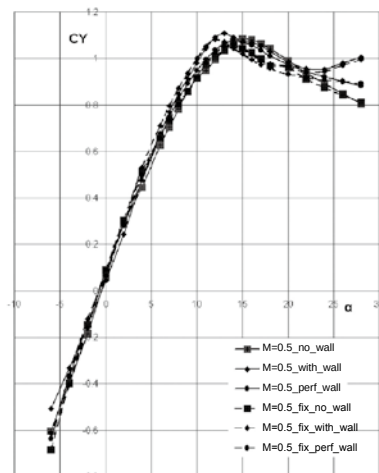


图6 静态升力系数随迎角变化曲线 ($Ma=0.5$, $Re=2.08 \times 10^6$)

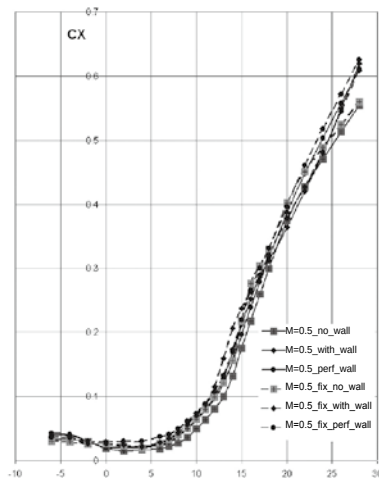


图7 静态阻力系数随迎角变化曲线 ($Ma=0.5$, $Re=2.08 \times 10^6$)

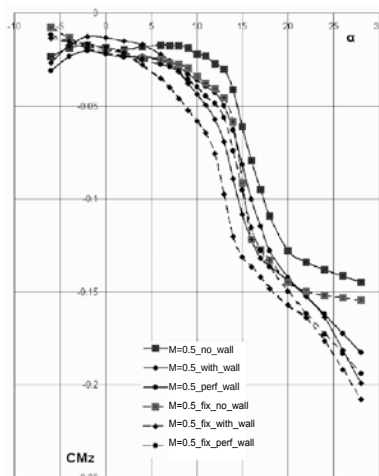


图8 静态力矩系数随迎角变化曲线 ($Ma=0.5$, $Re=2.08 \times 10^6$)

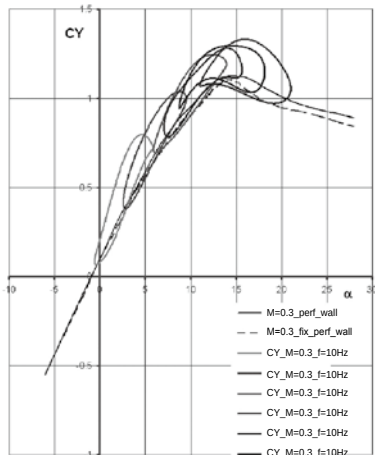


图9 动态升力系数随迎角变化曲线
($Ma=0.3$, $Re=1.27 \times 10^6$, $f=10\text{Hz}$)

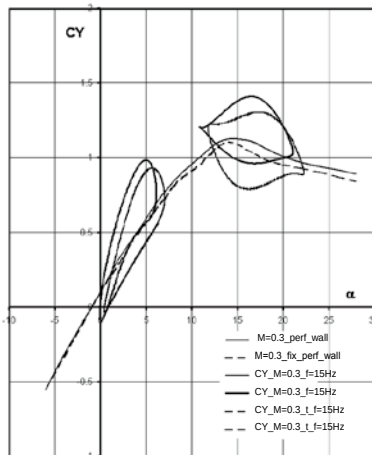


图12 动态升力系数随迎角变化曲线
($Ma=0.3$, $Re=1.27 \times 10^6$, $f=15\text{Hz}$)

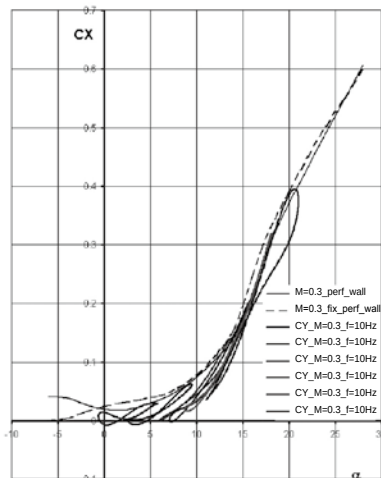


图10 动态阻力系数随迎角变化曲线
($Ma=0.3$, $Re=1.27 \times 10^6$, $f=10\text{Hz}$)

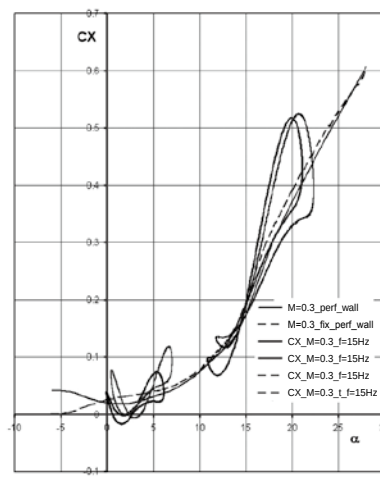


图13 动态阻力系数随迎角变化曲线
($Ma=0.3$, $Re=1.27 \times 10^6$, $f=15\text{Hz}$)

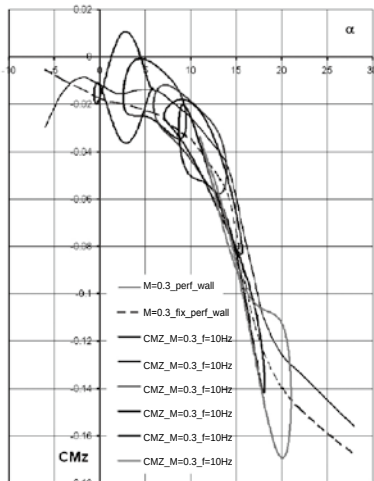


图11 动态力矩系数随迎角变化曲线
($Ma=0.3$, $Re=1.27 \times 10^6$, $f=10\text{Hz}$)

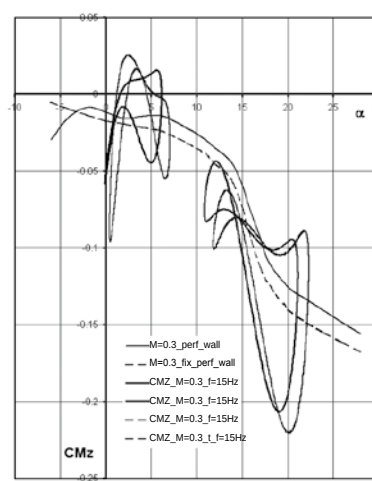


图14 动态力矩系数随迎角变化曲线
($Ma=0.3$, $Re=1.27 \times 10^6$, $f=15\text{Hz}$)

4) 上表面采用固定边界层转捩时, 翼型动态空气动力特性稍微降低。

AST

参考文献

- [1] 辛宏.旋翼非定常气动特性的理论和试验研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 1995.
- [2] 高正.直升机空气动力学的新成果[M]. 北京:航空工业出版社, 1999.
- [3] 林永峰, 陈文轩, 邓建军.旋翼非定常气动载荷实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 304–307.
- [4] Elliott A S, Leishman J G, Chopra I. Rotorcraft aeromechanical analysis using a nonlinear unsteady aerodynamic model[C]. Proceeding of the 44nd Annual Forum of the American Helicopter Society, 1988.
- [5] Leishman J G. Validation of approximate indicial aerodynamic functions for two-dimensional subsonic flow[J]. Journal of AIAA Aircraft, 1988, 25(10): 914–922.
- [6] Leishman J G, Beddoes T S. A semi-empirical model for dynamic stall[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989.
- [7] Berton E, Favier D, Maresca C. Experimental and numerical investigations of dynamic stall at IRPHE/ASI Laboratory [C]. American Helicopter Society 55th Annual Forum, Montréal, 1999–5.
- [8] Dongwook L J, Gordon L, James D B. A nonlinear indicial method for the calculation of unsteady airloads [C]. American Helicopter Society 59th Annual Forum, Phoenix, AZ, 2003–5.
- [9] Marilyn J S, Suresh M. An investigation of the numerical prediction of static and dynamic stall[C]. American Helicopter Society 61th Annual Forum, Grapevine, 2005–6.

作者简介

林永峰, 研究员, 主要从事直升机气动设计与试验研究工作。