

动态射流控制附面层的分离

南京航空学院 任国平 张世英*

【摘要】 本文介绍了利用动态涡流器的流向涡和垂直于型面振动的射流所产生的横向涡的联合作用来控制大攻角下翼型表面附面层分离的实验。实验结果表明：两种涡的作用能有效地同时推迟附面层分离和提前其再附着，使分离区大大缩小，附面层内的速度分布相应变得极为饱满。

关键词： 空气涡流器 振动空气射流 分离控制

1 试验装置、模型、控制与测量系统

解决附面层分离基本思路之一是提高附面层内气流的动能，空气涡流器^[1,2]和振动空气射流都是基于这种想法而产生的。动态空气涡流器是使其后的纵向涡横向摆动，而振动射流所产生的横向涡是垂直于物面上下摆动。我们试图比较动、静态涡流器，以及振动射流在控制附面层分离方面的效果，并通过运动着的纵向涡和横向涡的联合作用有效的改善附面层的分离。

试验是在自由射流式风洞上进行的，风洞出口截面积为 $(300 \times 300) \text{ mm}^2$ ，出口中心区风速为 44 m/s 相当于马赫数 $Ma = 0.12$ ，雷诺数 $Re = 2.5 \times 10^5$ （其特征长度系取风洞出口边长）。试验模型为一段 NACA 0012 翼型，弦长 500 mm ，翼展为 450 mm 。模型固定于风洞出口中央如图 1。模型的安装攻角为 42° ，风洞出口到模型前缘距离为 60 mm 。模型上的空气涡流器如图 2，有两排射流孔，排间距为 6 mm ，每排有孔 7 个，前后两排射流侧射方向相反。同一排中射流孔间距为 50 mm ，侧射角为 45° ；相邻两孔射向相反，射孔直径为 $\Phi 3 \text{ mm}$ 。

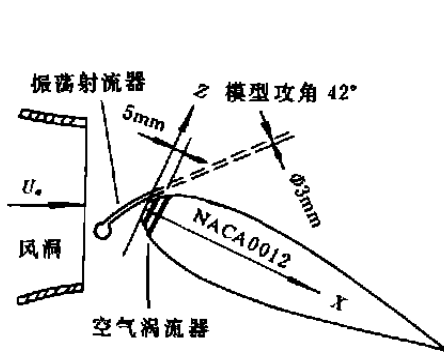


图 1 模型安装位置

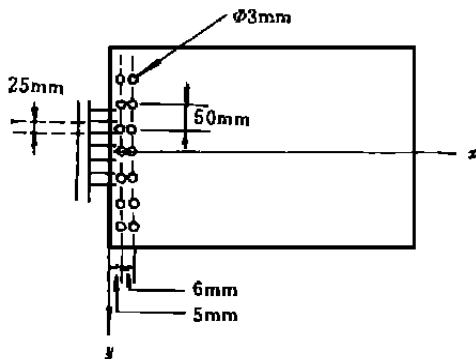


图 2 涡流器安装位置

通过转换器（图 3）可接通较高压射流气源与空气涡流器的任一排孔，并关闭另一排孔，若

仅接通一排射流孔即成了固定的静态空气涡流器。如轮流转换接通前后任一排射流孔, 则射流与主流相汇合, 在沿流向产生变化旋转方向的空气涡。转换器转换方向的动作是由计算机程序控制步进电机驱动的 (图 3)。用 1 秒钟电机转动 180° ; 然后停 0.5 秒, 再经 1 秒钟继续转 180° 后, 再停 0.5 秒。在停止转动的 0.5 秒内, 转换器轮流接通空气涡流器中两排孔中的一排。

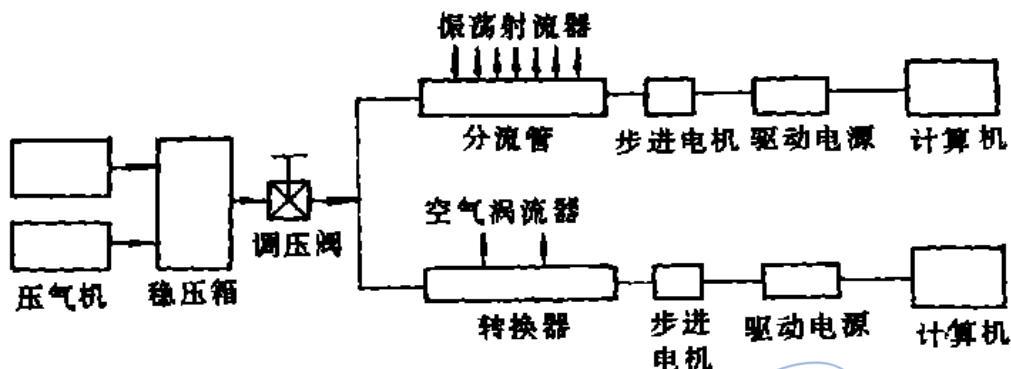


图 3 供气系统流程

振荡射流装置, 见图 1 及图 3。其中的分放管连接 7 根内径 $\Phi 3\text{mm}$, 间距 25mm 的喷射管, 由计算机控制步进电机带动喷射管不停的上下振动。

测量系统包括 4 个部分: XT/PC 计算机、DPT-6400T 电子扫描数字采集器、稳压器和总压耙。XT/PC 计算机能起控制扫描数字采集器和读出其数据的作用。电子采集器是高速、高精度、多通道 (64 路) 采集装置。

2 实验结果

试验风洞出口速度 U_0 为 44m/s 。通过优化参数选定了振荡射流口的振距为 0.9mm , 振频为 2.3Hz 。空气涡流器和振荡射流的射速比 w/u_0 同为 1.31 。

在图 4 中表明了由贴丝线和油流谱显示测量的结果。在无涡流器的作用时, 从模型前缘起沿程下达 250mm 处均为分离区, 在一排空气涡流器的作用下分离区为 130mm (分离点 $X=55$, 再附着点 $X=185$), 比原始情况缩短了 48% ; 动态空气涡流器分离区为 115mm (分离点 $X=70$, 再附着点



图 4 分离区位置

$X=185$), 缩短了 54% ; 动态空气涡流与振荡射流联合作用下, 分离区进一步缩小到 60mm (分离点 $X=120$, 再附着点 $X=180$), 也就是较原始分离区缩短了 76% 。另外由图可见, 所述变化带来了一方面分离点逐步的推迟, 而另一方面再附着一再向前移, 使在联合作用下的改善效果极为显著。

图 5 所示是涡流器与涡流器和振荡射流相结合作用下附面层内速度分布的比较 (图 5 中, $\square$ 静态涡流器; $\bullet$ 无控制; $+$ 射流 1+ 射流 2; $\triangle$ 射流 1; $*$ 射流 2; 模型攻角 42° ; $X=125\text{mm}$,

$Y=0\text{mm}$, $U_j/U_0=1.31$, $U_0=44\text{m/s}$)。其中射流 2 系指动态空气涡流器; 射流 1 系指振动射流; 射流 1+ 射流 2 系指二者联合作用。由此可见, 振动射流能较好的改善附面层的速度分布, 而在联合作用下附面层的速度分布改善得最为显著 (图中纵标 δ 为没有涡流器时, $X=125\text{mm}$ 附面层厚度平均值)。

测量得出了相应的模型上沿 X 方向的静压恢复系数分布。静压恢复以 $C_p = (p_x - p_0) / ((1/2) \cdot \rho v_0^2)$ 表示。其中 p_x 是当地的静压。 p_0 为大气压力, $(1/2) \rho v_0^2$ 是来流的动压头。可见, C_p 的改善与速度分布的改善基本上是致的。

通过总压耙测量, 图 6 给出了各种情况下附面层厚度沿 Y 方向的分布 (图中 $\bigcirc$ 无空气涡; $\square$ 静态涡流器; $\triangle$ 动态空气涡; $*$ 振动射流; ∇ 复合作用。 $U/U_0=0.95$, 模型攻角 42° ;

$X=125\text{mm}$, $Y=0$, $U_j/U_0=1.31$, $U_0=44\text{m/s}$)。除了静态空气涡作用下的附面层厚度分布不均匀外, 在其它各种状态下, 同一截面上的附面层厚度沿 Y 方向大致不变。由图可以看出, 原始附面层厚度为 130mm , 在动态涡流器与振动射流联合作用下降为 80mm 。

3 结 论

通过流谱显示, 附面层内速度分布与模型上壁面沿流程静压恢复系数的测量可得结论如下:

- (1) 上下振动的射流在控制附面层分离方面有较好的效果。
- (2) 动态涡流器与上下振动射流的联合作用更能控制附面层分离。

参 考 文 献

1 张世英, 李凡. 空气涡流器的机理实验. 航空学报, 1984, 5 (4)
2 Percy H H. Shock-Induced Separation and Its Prevention by Design and Boundary Layer Control. Boundary Layer and Flow Control, Pergamon Press, 1961

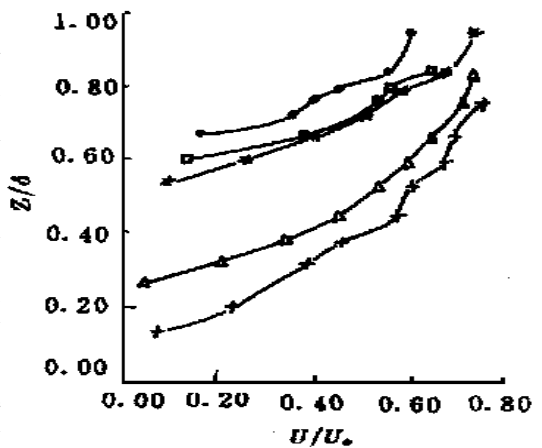


图 5 速度分布

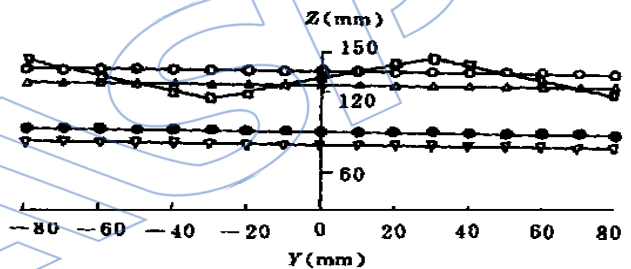


图 6 附面层厚度分布

EFFECT OF STEADY- STATE CIRCUMFERENTIAL PRESSURE AND TEMPERATURE DISTORTIONS ON COMPRESSOR STABILITY

Lian Xiaochun and Chen Fuqun

(*Northwestern Polytechnical University*)

Wang Li'an (*Flight Test Research Institute*)

ABSTRACT

A model for predicting the effect of inlet steady-state circumferential total pressure distortion on compressor stability presented in reference [1] has been improved by considering the variation in compressor efficiency due to the distortion. The improved model is applicable to case of the inlet steady-state circumferential total temperature distortion. Based on this model, a method has been developed for estimating the effects of combined pressure and temperature distortions on the compressor stability. A numerical analysis was conducted for a two-spool turbojet engine with the pressure and temperature distortions as well as the combined distortions. The results show that the variation in compressor efficiency due to distortion cannot be negligible for large amplitude pressure distortion. For the combined distortions, the pressure and temperature distortion orientations play a certain role in the compressor stall. The maximum loss in the compressor stall margin occurs at superimposed (180° overlap) combined distortion. Conversely, the effect is minimum for the opposite combined distortion.

CONTROL OF SEPARATION BY DYNAMIC AIR JETS

Ren Guopin and Zhang Shiyong

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

Results about the effects on separation of an aerofoil at high angle of attack by air jets producing streamwise vortex of alternating circulation and spanwise vortex fluctuating up and down above the surface are given. Combined effects of the above two kinds of jets are also investigated. The actions of the mentioned jets both cause the retardation of separation and earlier reattachment. The suitable design and arrangement of the jets gain reduction of 76% separation bubble length.

DYNAMIC SIMULATION OF HIGH- SPEED ROLLER BEARINGS

Li Jinbiao and Wu Linfeng

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

The general fatigue theory of rolling bearings is unable to predict the failure due to skidding and skewing of rolling elements, which often occur in high-speed roller bearings. According to the hydrodynamic lubrication and EHL theory, a model of interaction among rolling elements is established. The dynamic model of roller bearings is also established according to the second Newton law. By means of the program provided in the paper, it is possible to calculate the load distribution, oilfilm thickness and fatigue life of roller bearings, and to simulate dynamically the skidding of rollers and cage, the skewing and