

旋流模拟器研究

南京航空学院 彭成一 林 峰 张堃元

摘 要

本文介绍了一种旋流模拟器的设计方法。这种方法以计算实验为主, 气动实验为辅, 因而可以节省大量时间、人力、财力。试用的结果表明这种设计方法可以满足工程应用的要求。

一、设计思想和理论分析

1. **设计思想** 在圆形管道中沿壁面圆周设置一组同向旋转的叶片, 这就可以使气流向一个方向旋转, 下文称“单向旋流”。这当然不是一个整体旋流, 因为气流切向分速 V_θ 并不是与半径 r 成正比。一般而言, 各叶片所产生的涡可以有不同的强度, 也可以有不同的转向, 它们可以处在不同的径向位置上, 其周向分布也无需是等间隔的。这样, 设计者就拥有足够的手段来控制测量截面上的旋流特征。

2. **理论分析** 为了对流场进行理论分析, 首先要建立尾迹涡结构的经验表达式。文献中对尾迹涡的流场颇多论述。这一流场的发展可以分为三个阶段^[2]。紧接在机翼之后是一个卷集区, 在这个区域里, 机翼后缘泄下来的涡面逐渐卷集在一起而形成一条涡线。再后面则是一个平坦区, 在这个区域里, 涡具有一个沿程不变的结构。最后则是衰减区, 在这个区域里粘性力及紊流的影响使气流的涡度迅速地扩散开来。对于矩形机翼来说, 卷集区的长度约是翼弦的4倍^[3]。在旋流模拟器中, 测量截面总是处于平坦区以内, 因此涡的结构可以认为是沿程不变的。在本文中, 切向分速 V_θ 达最大值的那个半径定义为涡核半径 r_c 。在 r_c 处沿圆周的环量为 Γ_c 。叶片上的总环量为 Γ_0 。在旋流模拟器中对单个叶片的尾迹涡进行了探测。测量结果表明涡的结构符合下面的经验关系式(下文将详细讨论)。

$$\Gamma/\Gamma_0 = (r/r_c)^2 \quad r \leq r_c \quad (1a)$$

$$\Gamma/\Gamma_0 = 1 - A \exp(-B(r/r_c)^C) \quad r > r_c \quad (1b)$$

式中 A 、 B 、 C 为常数, 使用这一关系式就可以对旋流模拟器的流场进行计算。

3. **计算时的假设**: (1) 由于在涡核以外稍远的地方流场十分近似于位流, 所以可以允许各涡的流场相互叠加。(2) 气流是不可压的, 轴向速度均匀分布。(3) 涡核半径 r_c 为已知, 且沿流向不变。(4) 在叶片所处的截面上涡线已经形成, 它与叶片具有相同的周向位置, 但其径向位置并不同于叶尖, 它距管中心的距离 R_v 为已知。

4. **流场计算步骤**: (1) 考虑到管壁的效应, 照经典流体力学方法, 在管道外设置与叶片数目相同的虚构涡。(2) Γ_0 可以根据叶片的几何与气动力特征, 用有限翼展机翼的举力线理论求得。(3) 按给定的 R_v 及 r_c , 运用方程 (1) 及流场可以叠加的假设, 首先计

算叶片截面的流场。(4) 在叶片截面与测量截面之间, 安排若干个计算站, 根据各涡心的牵移速度, 计算它们在下一站上各自所处的位置。(5) 按照新的涡心位置, 计算新截面上的流场。以此类推, 一直算到测量截面为止。

二、实验工作

1. **实验设备** 旋流模拟器(图1)用真空泵来抽气。其直径为100mm, 气流速度可达 $Ma = 0.5$, 但大量实验工作是在 $Ma = 0.28$ 条件下进行的。测量截面与叶片截面之间的距离可以在1~5倍管径的范围内调整。使用的方向探针为5孔探针, 外径4mm, 孔径0.5mm。

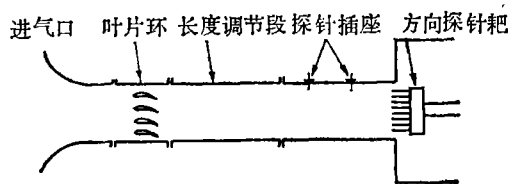


图1 旋流模拟器示意图

2. **单叶片实验** 其目的, 一是测量旋流模拟器中尾迹涡的速度分布, 为涡的结构建立经验关系式; 二是探讨 r_c 的沿程发展; 三是探讨叶弦 C 、气流马赫数 Ma 、攻角 α 等参数对 V_θ 及 r_c 的影响, 为旋流模拟器的设计提供实验依据。下面就这三个方面的问题分别进行讨论。

(1) 尾迹涡的结构。图2是所测得的一个有代表性的旋涡结构。横坐标中 R 为管道半径, R' 为测点所处的半径。所用叶片叶弦 $C = 35\text{mm}$ 、

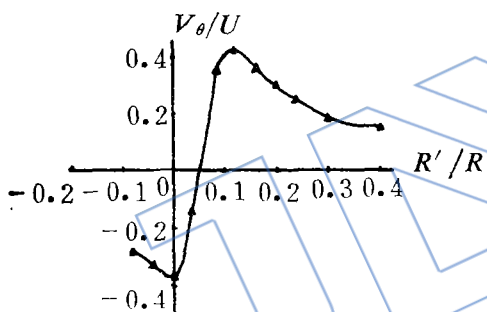


图2 尾迹涡速度分布

叶高 $h = 55\text{mm}$ 、 $M = 0.28$ 、 $S = 255\text{mm}$ 。现在的工作是要建立一个有一定理论基础与实验依据的尾迹涡结构表达式。为此有必要首先来看一下层流涡的理论模型。假设在 $t = 0$ 这一时刻, 一根环量为 Γ_0 的涡线突然出现在空间。这个初始流场是 $V_\theta = \Gamma_0 / 2\pi r_0$, 随着时间的推移, 粘性力将使涡度扩散开来, 因此这是一个二维非定常流动。建立 $N-S$ 方程并求解, 可以得到环量 Γ 随时间 t 及半径 r 的变化关系^[4]。

$$\Gamma / \Gamma_0 = 1 - \exp(-r^2 / 4vt) \quad (2)$$

式中 v 为运动粘性系数。将 Γ 代以 $2\pi r V_\theta$, 在给定 t 之下对 V_θ 微分求极值, 可得 r_c 的表达式

$$r_c^2 / 4vt = 1.258 \quad (3)$$

$$\text{代入 (2) 式, 得 } \Gamma / \Gamma_0 = 1 - \exp(-1.258(r^2 / r_c^2)) \quad (4)$$

由此可得 r_c 处的环量 Γ_c 为 $\Gamma_c / \Gamma_0 = 0.716$, 因此

$$\frac{V_{\theta c}}{V_{\theta c}} = \frac{1}{0.716} \cdot \frac{r_c}{r} \left[1 - \exp\left(-1.258 \frac{r^2}{r_c^2}\right) \right] \quad (5)$$

式中 $V_{\theta c}$ 为 r_c 处的切向速度。方程 (5) 或方程 (4) 就是层流涡的理论模型。需要指出, 这一模型在这里不能直接应用, 因为尾迹涡结构与叶片上沿叶高的载荷分布有关, 不同平面形状的叶片有不同的尾迹涡结构。另外, 对一个实际的涡来说, 紊流的影响会使涡的核心、中层、外层具有不同的速度分布规律^[5]。尽管有这样一些差别, 但仍然可以在这个层流模型的基础上建立起一个符合于实际的尾迹涡经验关系式, 只要把方程 (1) 中的常数 A 、 B 、

C 作些调整。图 3 实线是层流模型的环量分布, 虚线是由图 2 转绘得到的尾迹涡环量分布。可以看出这两条曲线的重要差异是尾迹涡 Γ_c/Γ_0 的值远低于 0.716, 其 Γ/Γ_0 的值迟迟不能接近于 1。

(2) r_c 的沿程发展 由 (3) 式可得在层流条件下。

$$dr_c/dt = 2.516v/r_c \quad (6)$$

以上各式都是二维非定常流的方程, 对于一个随主流气流而移动的观察者来说, 他所看到的每一个截面上的流动都是这种二维非定常流动。但是, 若令 S 为叶片截面至测量截面的距离, U 为主气流速度, 以 ds/U 来代替 dt , 方程 (6) 可写为

$$dr_c/ds = 2.516v/r_c U \quad (7)$$

由方程 (8) 可以看出 r_c 是沿程发展的, 但发展的速率极慢。在本实验的范围内, r_c 并无明显的变化。这一结果完全符合方程 (7) 的预测, 并为 r_c 沿程不变的假设提供了依据。

(3) 参数 C 、 Ma 、 α 的影响。实验结果表明 r_c 有随叶弦 C 而增长的趋势, 在本实验的参数范围 ($Ma = 0.2 \sim 0.28$, $\alpha = 7^\circ \sim 13^\circ$) 内, 未发现来流 Ma 及 α 对 r_c 及 R_v 有明显影响。

3. 单向旋流实验 单向旋流实验的主要意义在于它可以间接地给出 R_v 及 r_c 的值。在本实验中, 10 个相同的叶片沿圆周均布, 叶高 30mm, 叶弦 26mm, 叶型接近于 NACA0030 的上半部。攻角为 10° 。流场计算的结果表明, 速度矢量沿圆周有微小的周期性变化, 周期为 36° , 因此, 在绘制这个旋流场的速度分布曲线时, 各半径上的速度是以相距 18° 的两个半径上的平均值为准。图 4 给出了这个流场的速度分布。图上的三角点为实验数据, 曲线是计算的结果, 计算的方法见下文。

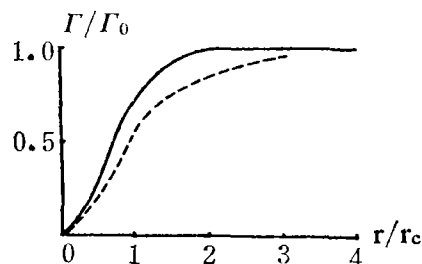


图 3 层流涡与尾迹涡环量

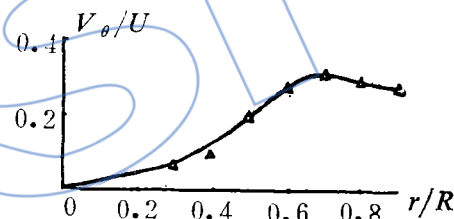


图 4 单向旋流速度分布

三、设计方法

欲模拟一个流场, 首先要根据图谱的特征试排一个叶片布局。这个布局包括叶片的数目、各叶片的周向位置、叶高、叶弦及攻角。有了布局, 即可按前节的方法进行流场计算, 根据计算结果与目标流场的差异, 修改布局再次计算。如此反复数次, 直到计算结果令人满意为止。

进行流场计算, 必须要知道 R_v 及 r_c 。这些 R_v 与 r_c 值是根据单向旋流的测量结果反算出来的, 首先根据经验试取一组 R_v 及 r_c 的值, 计算单向旋流的速度分布, 并与实验结果作比较。经过几次修正, 可以得到一组 R_v 及 r_c 的值, 将这一组数据输入计算机, 即可算出符合于实际的速度分布, 这一组数值就是我们所要寻求的数值。图 4 中的曲线就是 R_v/R 取 0.53, r_c/R 取 0.1825 计算出来的。由于 R_v 及 r_c 都是叶片的特征参数, 因此, 只要叶高与叶弦不变, 无论叶片数目多少, 如何布置、攻角多大, 这些参数都保持不变。此外, 这些数据是建立在叶片环实验基础之上的, 因而可以指望用它们计算出来的流场会较好地符合实际情况。本项研究工作将提供各种叶高及叶弦的数据。设计人员只要使用这些数据在计算机上进行计算实

验, 无需进行任何气动实验, 就可以进行设计。这样设计出来的模拟器在试用之后, 还可以再用计算实验的方法进行修正。下面列举两个设计实例, 并将实验结果与计算结果进行比较, 同时也与模拟目标进行比较。这两个设计均采用上述的叶高 $h = 30\text{mm}$ 、 $C = 26\text{mm}$ 的叶片。

例一 模拟目标是Airbus APU进气道的旋流场^[1]。这个旋流场是一个左右对称的对涡旋流, 如图5a所示。图5b为叶片布局。图5c及5d分别为 $S = 160\text{mm}$ 截面上计算及实验得到的图谱。

例二 模拟目标是Tornado飞机进气道旋流场^[1]。图6的a、b、c、d、分别为旋流场叶片布局、在 $S = 160\text{mm}$ 截面上计算及测得的图谱。

上面列举的两个实例表明模拟目标、计算得到的图谱以及实验测得的图谱三者大体上是相符的。值得注意的是这两个实例只是为了说明设计方法, 显然所用的叶片布局是最简单的, 未经过任何技术处理, 在实际工作中, 对布局加以修正, 将会使流场更接近于模拟目标。

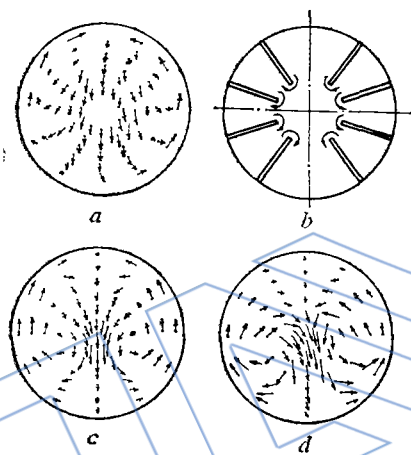


图5 Airbus APU旋流场模拟

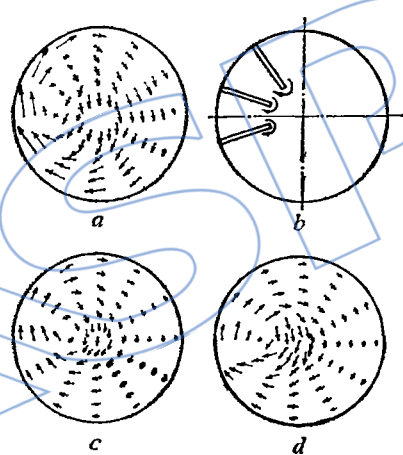


图6 Tornado旋流场模拟

本文所提出的旋流模拟器的设计方法, 在工程应用中非常简便。计算结果与实验结果有一些出入是难免的, 但重要的是设计人员通过计算实验不难摸清用什么样的方案修正, 将产生什么样的效果, 因而可以很快地捕捉到模拟目标。当然, 欲使此方法趋于完善, 还有许多工作要做, 例如, 有些图谱可能用一级叶片环不易模拟好, 而使用多级叶片环又会带来新的困难, 这些问题都有待于进一步的研究工作来解决。

参 考 文 献

1. Aulehja, F., "Intake Swirl—A Major Disturbance Parameter in Engine/Intake Compatibility" ICAS-82-4.8.1.
2. Rossow, V.J., "Inviscid Modeling of Aircraft Trailing Vortices", Wake Vortex Minimization, NASA SP-409, 1976.
3. Chigier, N.A., Corsiglia, V.R., "Tip Vortices-Velocity Distributions", NASA TM X-62, 087, 1971.
4. Pearson, G.F., Abernathy, F.H., "Evolution of the Flow Field Associated with a Streamwise Diffusing Vortex", J. Fluid Mech., Vol.146, 1984.
5. Corsiglia, V.R., "Rapid Scanning, Three-Dimensional Hot-Wire Anemometer Surveys of Wing Tip Vortices" J. Aircraft, December, 1973.

WORKING PRINCIPLES OF INTAKE FENCES

Zhang Shiying and Yang Gaoming

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

Abstract

Air intake with fences installed at the entrance is investigated at low speed. With fences at a high angle of attack the steady and dynamic distortions are effectively reduced and the total pressure recovery is increased at the exit. These improvements are shown to be closely related to the reduced extent of separation along leeward wall of the intake by the fences at the angle of attack. A flow model is suggested to describe the flow in the channels formed by the fences. With this model in mind, the mechanism of the fences can be easily imagined and the performance of the slanted inlet with fences can be predicted. The effects of the position, lengths and the number of the fences on the performance of the inlet are investigated. The difference between a slanted and a pitot inlet both with fences are compared and an intake with an S-duct and fences are evaluated. Combined with less radar reflection the multi-channel inlet is shown to be attractive. The above related investigation will be helpful in intake fence design.

DESIGN OF SWIRL SIMULATORS

Peng Chengyi, Lin Feng, Zhang Kunyuan

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

Abstract

Response of turbo-jet engines to the swirling flow at engine face has recently been a matter of major concern, and this response can only be evaluated on the testbed with the help of swirl simulators. A method for design of such simulators is presented. Swirl blades that generate wake vortices are installed on the inner surface of the air inlet. As the arrangement of blades may vary in blade number and circumferential position, as well as in blade geometry and angle of attack, there is no want of factors by which the characteristics of the flowfield can be controlled. It is assumed that the wake vortices are well formed at the cross section of the duct corresponding to the trailing edges of the blades. The structure and positions of these vortices have to be determined, the flowfield at this cross section can then be computed. Since the velocities of

the vortex centers are known, their respective positions at a nearby section slightly downstream can be determined. The flowfield at this new section can then be computed. Thus, the computation goes on step by step from the blade section up to the final section where the desired flow pattern is to be obtained. The design work begins with a tentative choice of blade arrangement. Comparison of computation with the desired result will guide the modification of blade arrangement. A computer, which displays a new flow pattern each time a correction is made of the blade arrangement, greatly facilitates the design work. Swirl patterns given in the literature of real aircraft inlets have been simulated by this method and test results are shown to be satisfactory.

CONVERGENCE OF PERFORMANCE CALCULATION OF TWIN SPOOL TURBOJET AND TURBOFAN

Zhu Xingjian, Wang Xueyu, Yan Qingjin, Zhang Xueliang

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The calculation of steady-state performance for twin spool turbojet and turbofan can be performed by formulating a multi-variable nonlinear equation set with parameters n_h , T_3^* , p_3^* , β_1 , β_h , π_{T1}^* , π_{Th}^* , etc., defined as unknown quantities in the calculation chain. Therefore, R (thrust) and SFC (specific fuel consumption) can thus be calculated directly without inputting the parameters H , Ma_0 , n_1 (or others) and A_0 .

A method of iteration, namely, $(n+1)$ -points residue method, is adopted to solve the equations. A set of 7-variable equations is reduced into a combination of one 3-variable equation set and two 2-variable equation sets. The order reduction method enables us to secure the iteration convergence. At the same time, the test values are properly determined for unknown quantities, and their variable ranges in the process of iteration are confined in accordance with the physical model of the engine. When these approaches are employed, the satisfactory results can be achieved not only for the calculation of the steady-state performance in any flight conditions and throttle settings allowed by the component performance, but also for the calculation of the dynamic-state performance.