

# 气力输送管中旋流场的研究\*

北京航空航天大学 黄熙君\*\* 董金钟

**摘要】** 本文试验研究气力输送管路的旋流流动特征。旋流场是由导流叶片所形成。应用五孔探头测定沿程截面内气流的切向角、轴向速度、气流静压和旋流数的分布。研究表明: 由于进料螺旋输送器的作用, 在一定的导流叶片角条件下存在着双旋流流场。在环形旋流流场条件下管路外环处形成轴向速度较大的气流层, 而在截面中将形成径向压力梯度场。在旋流场截面中最大旋流数符合简化理论的分析关系。

关键词: 旋流 内流 气力输送

## 1 试验设备和测试系统

旋流流动过程广泛应用于各种不同的工程系统中, 近年来在物料的气力输送系统中也提出了采用旋流输送的方案, 其目的是希望通过应用旋流流场的流动特性, 进一步降低能耗和改善输送过程。本文主要研究气力输送管路中的旋流流动特性。这方面的研究工作在国内外公开发表的文献资料较少, 而且由于各种不同系统中, 其旋流流动过程是不同的, 均具有一定的局限性, 只有通过大量的系统研究才能得出一些共同的规律。本文中采用旋流导流叶片方案来形成管路中的旋流场, 产生旋流的大小将由导流叶片角度和相应的气流参数确定。研究中改变不同的导流片角度和不同的气流参数, 以了解其旋流场的变化特性。

物料的气力输送系统, 一般均具有物料进口和气流进口管路, 二者之间的不同结构形成了各种不同类型的气力输送方案。本文中采用的旋流气力输送系统方案如图 1 所示(图中 1. 传

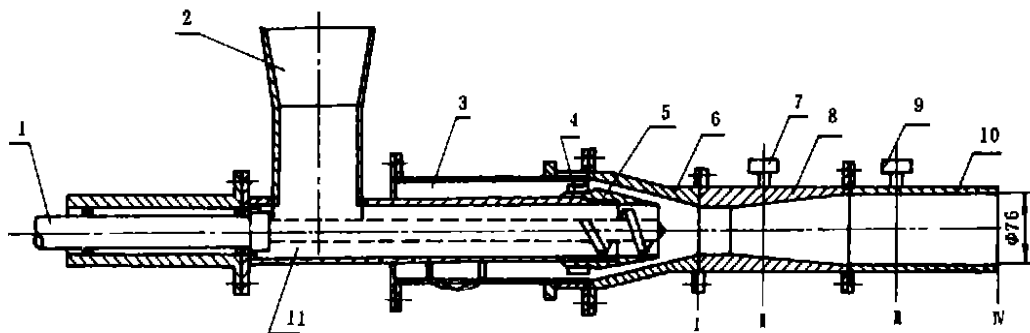


图 1 旋流气力输送系统方案示意

动轴 2. 进料斗 3. 进气室 4. 叶片 5. 喷射元件 6. 收缩段 7, 9. 测量基座 8. 扩张段 10. 等直段 11. 螺旋输送机)。由图可见, 系统的初始段由中心物料进口和环形旋流进口组成, 之后连接有文氏管, 最后为输送管路。在环形旋流进口段内安置有旋流导流片, 其旋流角由安装不同叶片角的导流片进行调整。物料进口前配置有进料斗和螺旋输送机, 其螺旋方向与导流片旋流方向相反, 物料通过螺旋输送机出口与旋流气流相互作用而形成旋流气力输送过程。

为测定管路内沿程旋流流场, 共布局了 4 个测量截面(图 1 中, 、 、 、 ), 第 1 截面位于文氏管等直段进口处, 第 2 截面在文氏管扩张段内, 第 3 截面为等直输送管线的初始部分, 第 4 截面位于等直输送管的出口处。研究中采用球型五孔感头测定流路中的三维流场, 感头外径为 5 毫米, 感头安装于二自由度座标机构上, 测量时转动五孔感头的绕轴角度, 使左、右二侧孔的压力相等, 即可得出转动平面内的气流角, 然后按上、中、下三测孔的压力关系得出其垂直平面内的气流角, 同时可确定其气流速度。数据处理按编制的程序进行。

为衡量流动中各截面的旋流强度, 用旋流数表示, 其定义为  $S = G_{\theta} / G_x R_o$ ,  $G_{\theta}$  是旋流动量,  $G_x$  是轴向动量,  $R_o$  是流路截面半径。式中  $G_{\theta}$ 、 $G_x$  项中应包括紊流应力和压力项, 实际应用中常忽略上述二项。另外, 由于气流速较低, 按不可压条件考虑, 上式可化成:

$$S = \int_0^{R_o} uw R^2 dR \bigg/ R_o \int_0^{R_o} u^2 R dR$$

式中,  $u$ 、 $w$  为旋流场的轴向分速和切向分速。

## 2 试验结果及其分析

### 2.1 气流切向角的分布

旋流流动的特征之一, 即沿管路存在着切向流动, 切向角可反映其旋流流动情况, 从测定的切向角沿径向分布可了解其旋流流动的变化。图 2 中表示的是不同的导流片角度下沿轴向各截面的切向角径向分布情况。试验时上游气流总压是 0.01MPa 表压, 由图可见, 当导流片角度为 0 时, 在第 1、2 截面中心处存在有反向的切向角流动, 这主要是由于内流路中气流通过螺旋输送机通道而形成的。在第 3、4 截面处该反向切向流动衰减而趋于与外环流路中的流向一致。在 3、4 截面处的流向基本上是轴向流动。

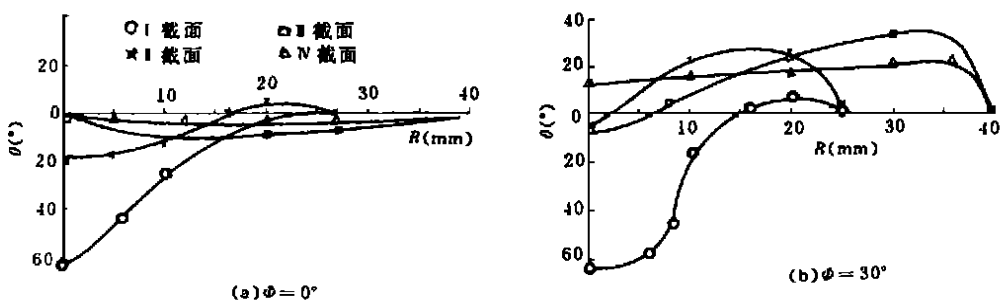


图 2  $p_0 = 0.01 \text{ MPa}$  时沿轴向各截面的切向角径向分布

当导流片角度为 30 时, 1 截面处中心区同样存在反向切向流动, 而外环则为正向旋流流动。当流至 2 截面处反向旋流区缩小, 而正向旋流成为主要流向。3 截面处由于截面的外扩而

形成范围扩大的正向旋流区,其分布特征与 2 截面基本相同。在 4 截面处则发展成较为均匀的正向旋流流动。

### 2.2 轴向速度的分布

气力输送的设计要求希输送的物料尽可能减少与输送管壁的接触,从而可减少壁面磨损、气流压损和噪声的形成等。为减少物料与管壁接触的措施之一,是希望输送管外环应保持有较多的气流,以形成一隔离气层,旋流输送的气流组织应体现这方面的特性,图 3 中表示的是试

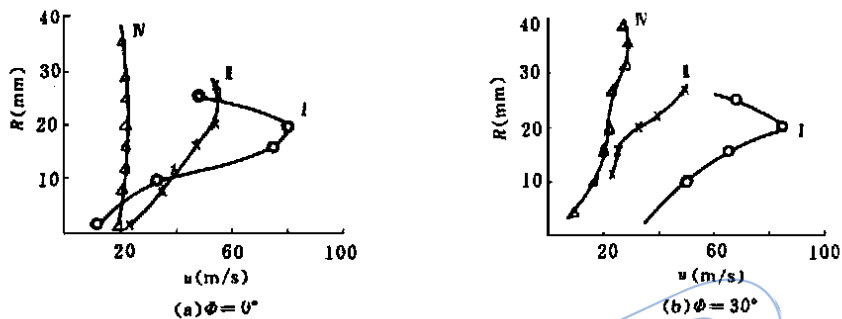


图 3  $p_0 = 0.01\text{MPa}$  时沿轴向各截面的轴向速度径向分布

验测定的不同旋流导流片角度下沿程各截面中气流轴向分速的径向分布。由图可见,不论导流片角度多大,在第 1、2 截面中基本上体现出外环气流量多的特征,而在第 4 截面处变为均匀分布。应该指出,上述试验是在无物料输入的条件下得出的,如输送管中心区存在有物料流动,则外环气流不致于如此迅速地均化。

### 2.3 静压分布

旋流场将形成径向的静压场,在气力输送中中心低压区对于物料保持在中心区,减缓对输送管壁面的碰撞和磨损是有一定好处的。压力梯度与切向速度有关( $q_p / \partial R = \rho w^2 / R$ )。

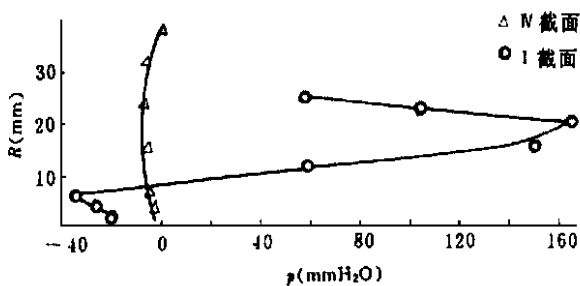


图 4  $\varphi = 15^\circ, p_0 = 0.01\text{MPa}$  时径向静压分布

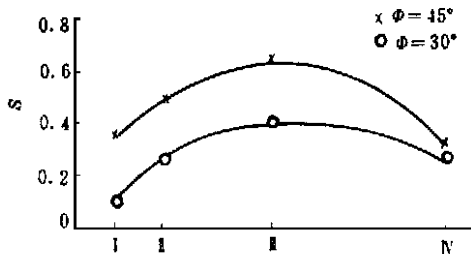


图 5 旋流数沿轴向位置变化

图 4 中表示的是在导流片角度为  $15^\circ$  气流总压为  $0.01\text{MPa}$  条件下所测得的静压沿径向的分布。由图可见,在 1 截面处其压力梯度较大,而在第 4 截面处径向压力基本上为均匀分布与切向角和气流速度沿径向的变化是相一致的。

## 2.4 旋流数的变化

按测定的各截面气流参数,由旋流数关系式计算可得出旋流数沿截面的变化和旋流数与导流片角度的关系。其典型的结果如图 5 所示,图中表示的是导流片角度为 30 和 45 条件下旋流数沿流路截面的变化。由图可见,旋流数沿轴向的变化有一峰值,在第 3 截面附近其旋流数达最大值,之后随轴向距离增加,旋流数逐渐减小。这即表明:在第 3 截面之前旋流流动通过扩散而使截面旋流数增加,而在 3 截面之后,则由于气流粘性和耗散而导致旋流数减小。

由最大旋流数随导流片角度的变化关系可见,旋流数随导流片角的增加而增加,其变化关系基本符合简化理论的分析关系<sup>[2]</sup>,也即  $S = (2/3)tg\Phi$ ,式中  $\Phi$  为叶片角。

## 3 结 论

旋流气力输送管路中的两相流场是相当复杂的,为分步骤了解其流动机理,本文中仅对其无物料条件下的气流流动过程进行试验研究,通过上述工作可得出下列各点结论。(1)所采用的导流片形成旋流的方案是可行的,通过不同的几何参数和气流参数的组合,可形成管内旋流流场。(2)由于旋流气力输送管路的特点,在旋流场初始段存在有突扩和中心反旋流动,影响管路内旋流场的流动过程,反映在切向角沿径向的分布上,在一定的导流片角度条件下,起始流场中存在双旋流场。(3)在旋流管路的初始段,其轴向速度受环形进口的影响而形成外环气流层,即外径处具有较大的轴向速度。(4)旋流场中存在着明显的径向压力梯度,压力梯度大小与切向速度成正比。(5)旋流数沿轴向位置的变化存在有峰值,旋流数随导流片角度的增加而增加。最大旋流数与导流叶片角的关系符合简化理论分析关系。

## 参 考 文 献

- 1 Tu Jianping, Gu Weizao, Shen Jiarui et al. An Investigation of the Swirling Flow and Heat Transfer in a Duct. Journal of Thermal Science, 1992, 1(1): 19
- 2 Gupta A K, Lilley D E, Syred N. Swirl Flows. England, Abacus Press, 1984. 4

(责任编辑 魏星禄)

## 《论文写作导论》征订启事

《论文写作导论》,大 32 开,32 万字。本书作者:李福林(《航空教育》主编)、朱若茜(编辑)。7.20 元/每册(已含邮费),由海洋出版社 1993 年 6 月出版。

本书以国家有关最新标准为指针,全面、系统介绍自然科学和社会科学的学术论文写作理论、要求、方法和技巧,其中包括选题原则、材料收集、主题确定、篇章结构、写作格式、表达方法、语言运用、修改定稿等。本书特点是:1. 内容全面,运用广泛:除同时介绍自然科学和社会科学的论文写作外,还有大学生、研究生的毕业论文写作,科技人员常用的科技报告写作;既有教材性质,又可作科技人员的参考书、工具书、资料书。2. 实用、新颖、独特:除阐述论文写作规律外,还介绍论文评价方法、发表途径、投稿指南,以及论文“病院”,分析初学论文的通常弊病,并附有关国家最新标准和优秀例文。

读者对象:从事自然科学和社会科学工作的干部、编辑、科研人员,“理工农医文”各类大学生、研究生。

订购办法:1. 银行汇款,户名:北航科协(航空动力学报)。银行:工商银行北京海淀中关村信用社。

帐号:07194-75。2. 邮局汇款,北京市学院路 37 号《航空动力学报》编辑部 100083

## EFFECTS OF EXTERNAL EXCITAION ON THE LEADING- EDGE SEPARATION FLOWFIELD

Xu Cheng (*East China Institute of Techology*)

Zhang Shiyong, Zhou Mingde (*Nanjing Aeronautical Institute*)

### ABSTRACT

This paper presents the comparison of the leading-edge separation flow without and with the excitation of select frequency. A variety of excitation effects on the separation flowfield are revealed as (1) delaying separation flow or decreasing separation flow area, (2) modifying turbulence structure, intensifying turbulent activity and enhancing growth rate of separated shear layer, (3) enhancing backflow activity of local region, (4) promoting reattachment and changing separation patterns and vortex distribution, (5) weakening turbulence fluctuation of wake flow, and (6) increasing inclination of wake flow.

## AN INVESTIGATION OF SWIRL FLOW FIELD IN PNEUMATIC CONVEYING DUCT

Huang Xijun, Dong Jinzhong

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

### ABSTRACT

Swirl flow field of a pneumatic conveying system is investigated experimentally. The swirling flow is imparted to the flow by the use of swirl vanes. A five-hole probe is used for measuring the tangential angle of flow, axial velocity, static pressure of flow and swirl number in the flow sections of the conveying system. It is shown that the existence of central screw conveyer produces the contrary swirl flow under some of the swirl vane angle condition. The larger axial velocity is produced in the outer annular layer of flow. The maximum value of swirl number in the flow sections is agreed with the simplified theoretical relation.

## ADAPTIVE ENGINE STALL MARGIN CONTROL

Sun Jianguo, Huang Jinquan

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

### ABSTRACT

This paper proposes an adaptive engine stall margin control (AESMC) for integration of flight and propulsion controls. Using the model reference adaptive control (MRAC) technique, the AESMC is to adjust exhaust nozzle area to uptrim the engine pressure ratio so that the engine stall margin remains a small constant value in all operation conditions and in full flight envelope. Benefit of the control system is to increase engine thrust and to reduce aircraft acceleration time. In order to evaluate the performance of the AESMC, a nonlinear integrated flight/propulsion model is developed. Digital simulation of the IFPC system is performed. The simulation results show that the IFPC system with the adaptive controller developed has good effectiveness for all operation conditions and for full flight envelope. For example, the thrusts of two engines are increased 16%, and aircraft acceleration time is reduced 23% at altitude 10km and Mach number from 0.65 to 0.9.