

三维旋涡的干扰作用

夏雪湔 刘霄峰

(北京航空航天大学流体力学研究所, 北京 100083)

提要 本文用七孔探针对于三维旋涡流场特性及三维旋涡之间的干扰流场进行了比较详细的测量. 通过对于不同截面上有无旋涡干扰的两种条件下沿集中涡核径向的总压系数、静压系数和速度分布等特性的比较, 讨论了三维旋涡之间干扰作用的机制.

关键词 旋涡流, 旋涡的相互作用, 空间流场测量

一、引 言

旋涡流动在流体运动中广泛存在, 从宇宙、气象、海洋等自然现象到工业界的很多领域都有形形色色的旋涡流动出现^[1-4]. 虽然由于人类的能力有限, 目前尚不能控制给人类带来严重灾难的自然界的旋涡流动, 但是工程问题, 诸如建筑、航空等领域中, 旋涡流动很多, 如何避免不利的旋涡流动, 如何控制和利用旋涡, 已引起工程技术人员的极大关注. 尤其是航空事业的蓬勃发展进一步推动了旋涡流动课题的研究. 早在六十年代, Maskell^[5], Lambourne^[6], Earnshaw^[7] 等人已对于三维集中涡进行了研究, 随后在旋涡破裂方面又有很多研究报告. 七十年代以来, 飞行器气动设计中突破了传统的避免分离和旋涡的老框框, 各种利用分离和旋涡的所谓可控分离的新技术和新概念脱颖而出. 由此, 人们又面临着如何认识旋涡相互作用的新课题. 于是, 在揭示旋涡相互作用的现象, 如相互绕转、成对、合并等现象方面展开了大量定性的研究, 研究手段主要是通过流动显示. 由于受实验手段和条件的限制, 定量的研究还不很多. 本文将定量地研究旋涡干扰作用下流场的特性, 试图阐明这种对于飞行器气动布局有利的干扰作用机制.

二、实验装置和方法

旋涡流场的测量是在北航 D-1 风洞完成的. 实验雷诺数为 $1.44 \times 10^6 (1/m)$.

未被扰动的旋涡流场由一后掠角为 $70^\circ / 45^\circ$ 的双三角机翼所产生, 与水平平面的倾角为 24° . 在其前面安装一小三角翼 (73° 后掠角), 倾角也为 24° , 产生干扰的三维旋涡 (见图 1).

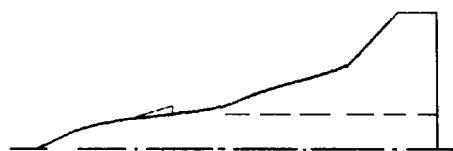


图 1 旋涡干扰模型装置
Fig.1 Vortex interference
model configuration

本文于 1993 年 4 月 26 日收到第一稿, 1993 年 11 月 10 日收到修改稿.

用七孔探针进行空间截面上的速度场和压力场的测量, 该探针可适用于气流偏角达 80° 的流场测量. 探针的三个方向的移动通过五维光栅位移测控系统控制步进电机来实施. 七孔探针所感受的压力与 PDRC 应变式压力传感器相连, 经 Preston MX-B 型通道放大器、A/D 板, 再由微机进行数据采集和处理.

测量截面与机翼平面相垂直, 在远离涡核处测点间隔为 5mm, 涡核附近为 2mm, 涡心邻近为 1mm. 测量结果给出该截面上的三个速度分量 u 、 v 、 w , 及当地总压和当地静压系数 C_{p01} 和 C_{ps1} ,

$$C_{p01} = (p_{01} - p_\infty)/q_\infty$$

$$C_{ps1} = (p_{s1} - p_\infty)/q_\infty$$

分别对于无干扰与有干扰的旋涡流场进行了测量和比较. 测量截面以无量纲根弦长度表示, 如 $\bar{x} = 0.25$ 即从根弦前缘量起四分之一根弦长度处横截面.

三、旋涡流场的测量结果和分析

1. 总压分布

下面所提到的干扰涡即指安装在前面的小三角翼倾斜 24° 时所形成的旋涡. 首先讨论无干扰情况下的总压分布结果. 图 2 给出了 $\bar{x} = 0.25$ 和 $\bar{x} = 0.50$ 截面的总压系数等压线图. 由图可见在外侧和内侧各存在有一个涡. 内侧涡的等压线分布比较稀疏, 这个涡是由机身头部所产生的, 本文对此涡不予专门讨论. 外侧涡是机翼所产生的涡, 是本文着重讨论的被干扰的涡. 其等压线分布很密, 涡心处的总压系数数值很低, 干扰涡对这个涡 (下面将称为主涡) 的作用正是本文所要研究的内容.

主涡涡核沿径向的总压分布在图 3 给出, 是在无干扰涡作用条件下测得的. 在 $\bar{x} = 0.25$ 截面处, 涡核内曲线变化很陡, 涡心处总压系数很低, 为 -8.28 (见表 1). 随着截面向后推移, 涡心处总压系数上升, 涡核直径膨胀, 到达 $\bar{x} = 0.55$ 截面时, 涡核已变得很粗, 总压系数分布呈现为钝的锯齿状, 表征了旋涡在该截面已经破裂. 因为旋涡涡核一旦发生破裂, 就加剧了涡核与外流场的能量交换, 使涡核部分的总压得到恢复.

表 1 涡心处总压和静压系数

Table 1 Total and static pressure coefficients at the vortex centre

State	Test section \bar{x}	Total pressure coefficient C_{p01}	Static pressure coefficient C_{ps1}
Without interferential vortex	0.25	-8.28	-8.29
	0.45	-6.12	-6.47
	0.50	-5.55	-5.78
	0.55	-3.94	-4.03
With interferential vortex	0.25	-6.53	-9.69
	0.50	-4.70	-12.00
	0.65	-4.70	-6.16
	0.70	-4.29	-4.38
	0.80	-2.22	-2.30

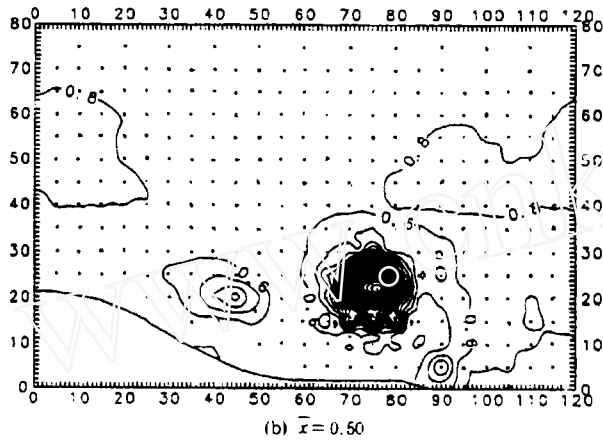
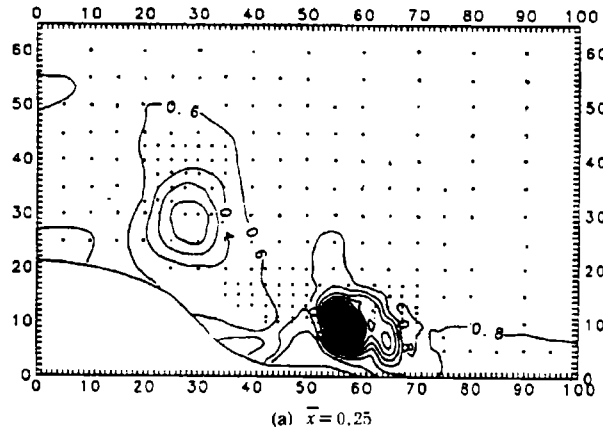


图 2 截面总压分布图 (无干扰涡状态)
Fig.2 Distributions of total pressure coefficient at different sections (without interferential vortex)

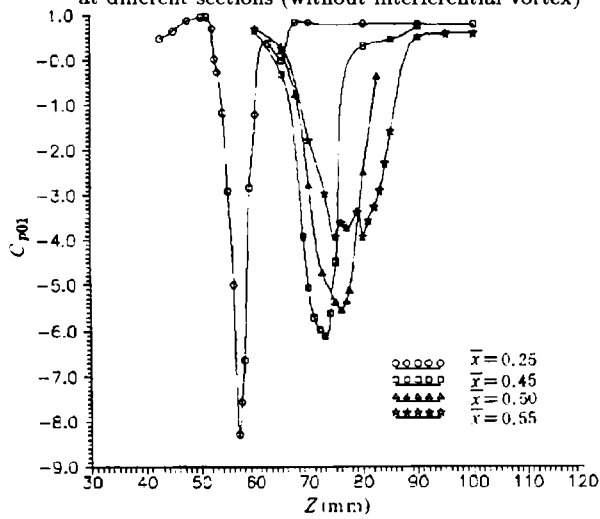


图 3 沿径向涡核内总压数分布 (无干扰涡状态)
Fig.3 Radial distribution of total pressure coefficient in the vortex core (without interferential vortex)

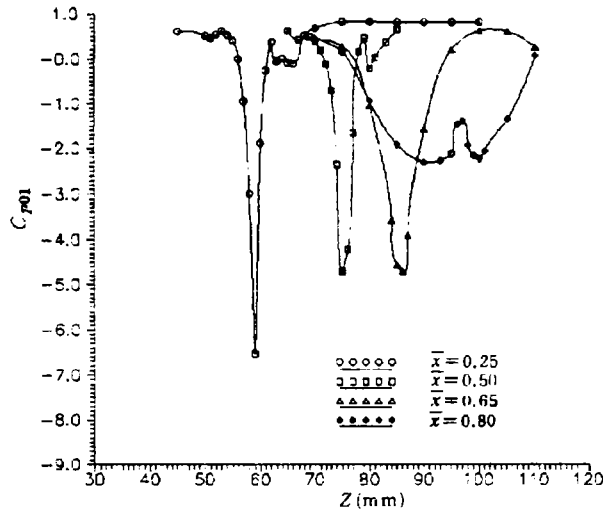


图 4 沿径向涡核内总压数分布 (有干扰涡状态)
Fig.4 Radial distribution of total pressure coefficient in the vortex core (with interferential vortex)

图 4 为存在干扰涡作用下主涡核沿径向的总压分布曲线。在 $\bar{x} = 0.25$ 截面，曲线变化很陡，涡核处总压系数为 -6.53 ，与无干扰涡作用相比较，总压系数有所提高。另外值得注意的是，即使在 $\bar{x} = 0.65$ 截面上，曲线变化仍然较陡，直至 $\bar{x} = 0.80$ 截面，涡核骤然膨胀，总压系数明显上升。可以断定，在这个截面上主涡肯定已经破裂。

图 3 和图 4 的比较表明，有干扰涡存在时，涡核内的总压系数得到提高；由涡核径向总压分布所表现出的涡破裂的特征明显地向下游截面推移，大约由原来的 $\bar{x} = 0.50 \sim 0.55$ 截面推移到 $\bar{x} = 0.70$ 截面以后。

2. 静压分布

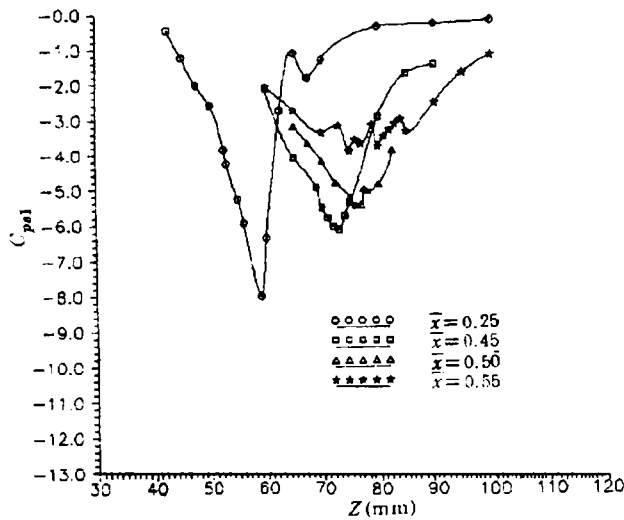


图 5 沿径向涡核内静压系数分布 (无干扰涡状态)
Fig.5 Radial distribution of static pressure coefficient in the vortex core (without interferential vortex)

无干扰涡作用下, 纵向截面上主涡核径向的静压系数分布示于图 5. $\bar{x} = 0.25$ 截面上, 静压分布具有典型的集中涡的特点. 在 $\bar{x} = 0.45$ 截面的涡心处仍然为集中涡的特性. 与总压分布相比较, 在涡核边缘处静压系数的变化不如总压系数曲线变化那样陡. 这个变化趋势的特点与文献 [7] 给出的结果相符, 见图 6. 至 $\bar{x} = 0.55$ 截面, 静压系数分布完全不具有集中涡的特点, 表明旋涡已经破裂.

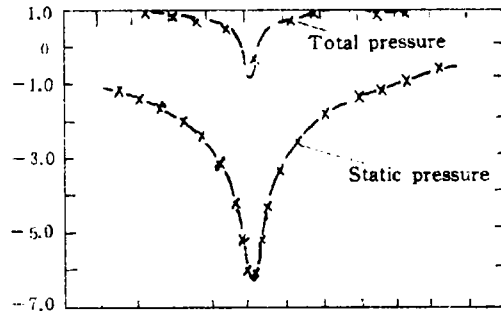


图 6 集中涡核内总、静压系数分布
Fig.6 Distributions of total and static pressure coefficients in a concentrated vortex

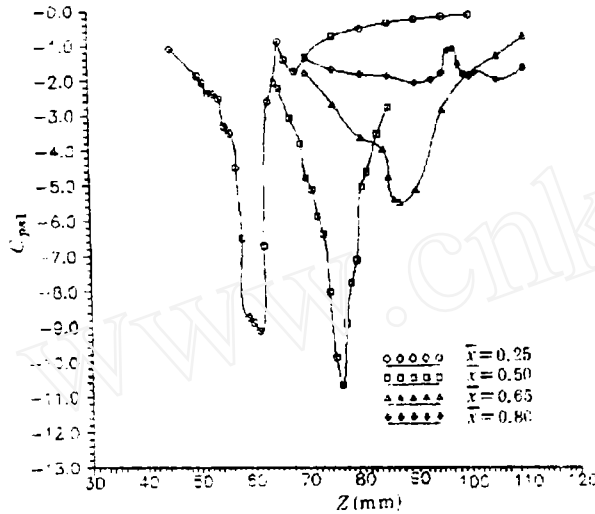


图 7 沿径向涡核内静压系数分布 (有干扰涡状态)
Fig.7 Radial distribution of static pressure coefficient in the vortex core (with interferential vortex)

当存在干扰涡作用时, 在图 7 上可以看出, 在 $\bar{x} = 0.65$ 截面上, 仍然是集中涡型的静压分布特点, 而 $\bar{x} = 0.80$ 截面的静压分布表明涡核已经完全破裂.

以 $\bar{x} = 0.50$ 截面为例, 比较涡心处的静压系数, 无干扰作用时主涡核中心的静压系数为 -4.70 , 而存在干扰涡作用时则为 -12.00 , 表明干扰涡的作用使得主涡核的静压降低, 这意味着干扰涡的作用提高了主涡的强度. 并且静压分布的比较也表明了干扰涡的作用使主涡核破裂的截面向下游推移.

3. 速度分布

图 8 给出 $\bar{x} = 0.50$ 截面上有、无干扰涡作用的速度矢量分布. 通过比较不难看出, 当存在干扰涡时, 主涡核内的切向速度 (图 8(b)) 显著比无干扰涡状态 (图 8(a)) 要强. 涡核内的切向速度分布与刚体涡相近, 涡心附近切向速度很低, 发展到涡核边缘切向速度最高, 沿径向往外侧又降低. 一旦涡核破裂, 则切向速度分布不再具有如上所述的特点. 图 9 是无干扰涡作用时在 $\bar{x} = 0.55$ 截面所测得的主涡核附近的切向速度分布, 涡核已破裂的特征已很明显.

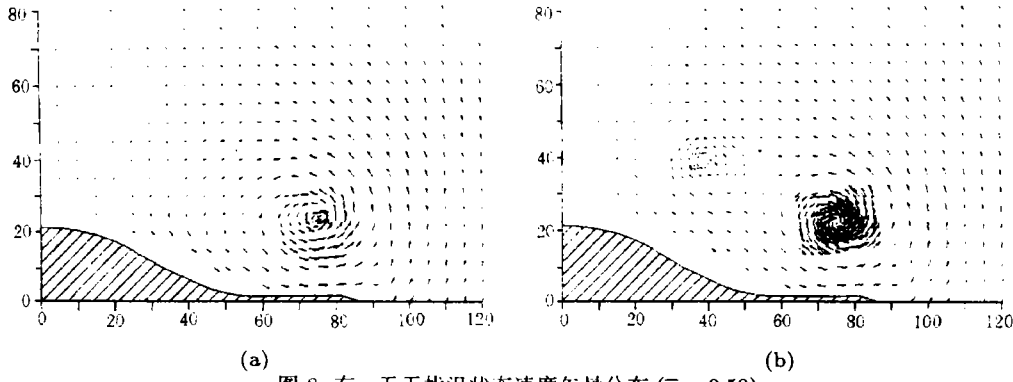


图 8 有、无干扰涡状态速度矢量分布 ($\bar{x} = 0.50$)
 Fig.8 Velocity vector distribution in the cases with and without interferential vortex
 (a) Without interferential vortex, (b) With interferential vortex

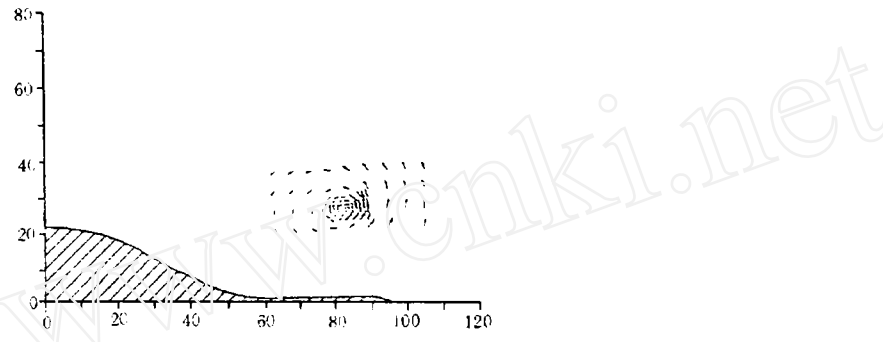


图 9 速度矢量分布, $\bar{x} = 0.55$ (无干扰状态)
 Fig.9 Velocity vector distribution at section $\bar{x} = 0.55$
 (without interferential vortex)

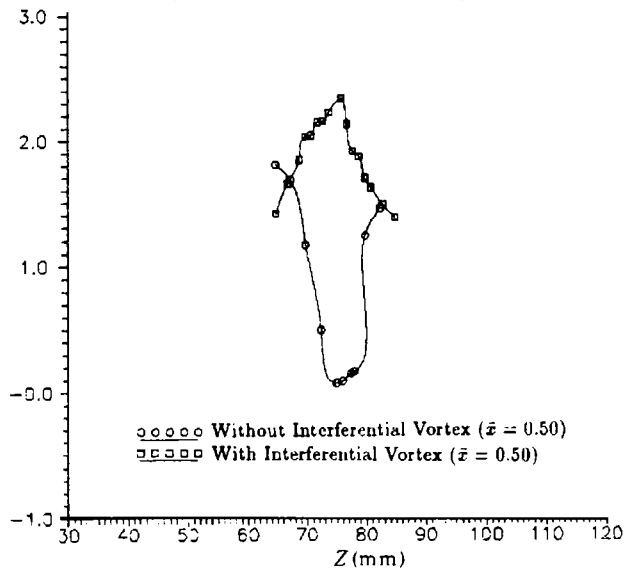


图 10 沿径向涡核内轴向速度分布比较 (有、无干扰状态, $\bar{x} = 0.50$)
 Fig.10 Comparison of axial velocity profile in the vortex core
 (with and without interferential vortex, $\bar{x} = 0.50$)

图 10 为有、无干扰涡作用时沿主涡径向的轴向速度分布. 可以看出两种情况的速度型是截然不同的. 无干扰涡情况下, 涡心处轴向速度很低, 速度分布属于尾流型, 已呈现为涡破裂的速度型特征. 而在有干扰涡作用时, 涡心处的轴向速度约高达来流的 2.4 倍, 涡核中具有射流型的速度分布, 表明旋涡尚未破裂.

四、旋涡干扰机制的初步分析

前面我们给出了三维旋涡流场和干扰涡作用下旋涡流场的特性, 分别就它们的压力场、速度场进行了比较, 结果表明, 这种形式涡的干扰作用的效果是使旋涡涡核的总压提高, 静压降低, 旋涡的轴向和切向速度均得到提高, 使得涡核的破裂推迟. 下面从旋涡稳定性角度来探讨旋涡干扰的机制.

Bossel^[8] 以旋涡流动的螺旋角来判断集中涡的稳定性. 旋涡流动的当地流动螺旋角 ϕ 由以下公式来确定,

$$\operatorname{tg}\phi = v/u$$

式中 v 和 u 分别为涡核外缘处的切向和轴向速度. 螺旋角 ϕ 越大, 旋涡越不稳定, 文献 [8] 给出旋涡不稳定的螺旋角下限是 $\phi=44.8^\circ \sim 54.8^\circ$. 本文对于有、无干扰涡作用的两种情况, 计算了当地流动螺旋角 ϕ 值, 计算结果列于表 2. 由表中数据看出, 对于同一截面, 干扰涡的作用使螺旋角 ϕ 值减小, 即干扰涡的作用增强了主涡的稳定性, 使主涡不易破裂.

表 2 稳定性参数比较

Table 2 Comparison of stability parameter

State	Test section \bar{x}	Local flow spiral angle ϕ	K
Without interferential vortex	0.25	38°	2.00
	0.45	46°	1.28
	0.50	51°	0.98
	0.55	58°	0.68
With interferential vortex	0.25	27°	4.29
	0.50	30°	3.50
	0.65	38°	2.00
	0.70	53°	0.87
	0.80	56°	0.77

Wedemeyer^[9] 用流动的不稳定理论来分析三角翼前缘涡的稳定性. 本文借助这种方法来近似的讨论干扰涡对旋涡稳定性的影响. 表征旋涡流动稳定性的参数 K 可按以下关系式计算,

$$v/u = (k + 0.5)^{1/2}/k$$

式中 v 和 u 与前面定义相同. 对于三角翼而言, 当 $K > 1.16$ 时, 旋涡流动是稳定的, 前缘涡破裂相应的 K 值在 1.16—0.8 之间. 本文所讨论的主涡不是三角翼前缘涡, 不能以上述边界来判断旋涡是否稳定. 但从表 2 中所列的计算结果来看, 有干

扰涡作用时, 主涡的 K 值提高了, 粗略地可认为旋涡的稳定性有所提高, 距离涡破裂的状态就远一些, 旋涡就不容易破裂.

从以上旋涡稳定性的初步分析可以得出如下看法, 即这种形式的涡的干扰起到了提高主涡稳定性的作用, 因而推迟了主涡破裂的发生, 就飞行器的气动布局而言, 这种旋涡的干扰作用是有利的.

五、结 束 语

1. 本文所测得的三维旋涡流场特性与前人的结果一致, 即: 在旋涡破裂之前, 涡核中总压沿径向的压力梯度很大, 总压分布曲线很陡且光滑; 涡心处静压系数很低, 有较高的静压梯度; 涡核中轴向速度沿径向的分布呈现射流型, 切向速度分布与刚体转动速度相近; 涡核破裂以后, 总、静压都得到恢复, 径向压力梯度减小, 压强分布出现不规则湍动, 涡核中轴向速度呈尾流型.

2. 对于本文的旋涡布局形式, 干扰涡的作用使主涡涡核内的总压提高, 静压下降, 轴向和切向速度增加, 这意味着提高了主涡涡核的总能量和动能, 其效果是使主涡破裂推迟.

3. 通过旋涡稳定性理论的分析得出, 旋涡的干扰作用提高了主涡的稳定性, 故推迟了旋涡的破裂.

参 考 文 献

- [1] Lugt, H.J. Vortex Flow in Nature and Technology, John Wiley & Sons, Inc. 1983
- [2] Cornish, J.J. Vortex Flows, Eighth Quick-Goethert Lecture Series, The University of Tennessee, Space Institute, 1982
- [3] 刘谋信, 吕志咏等. 边条翼及旋涡分离流, 北京航空学院出版社, 1988
- [4] 夏雪瀚, 邓学奎. 工程分离流动力学, 北京航空航天大学出版社, 1991
- [5] Maskell EC. 3rd. ICAS, 1962(33): 737-749
- [6] Lambourne NC, Bryer DW., A.R.C. R & M. 1961(3282)
- [7] Earnshaw PB. A.R.C. R & M. 1961(3281)
- [8] Bossel HH. AIAA J. 1968, 6(6): 1192-1193
- [9] Wedemeyer EH. AGARD CP-247, 1978(13)

INTERACTION BETWEEN 3-D VORTICES

Xia Xuejian Liu Xiaofeng

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China*)

Abstract The flow field of three dimensional vortex and interaction between vortices were measured in detail by using a seven hole probe. The radial distributions of axial velocity, total and static pressure coefficients through the vortex core were compared for two conditions with and without interfering vortex. The mechanism of interaction between vortices was discussed.

Key words vortex flow, interaction of vortices, spacial flow field measurement

www.cnki.net