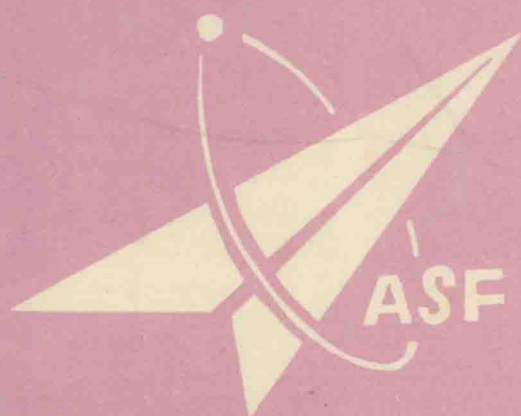


# 航空科学基金论文集

(5)



航空科学基金办公室 编

航空工业出版社

# 航空科学基金论文集

(5)

航空科学基金办公室 编

航空工业出版社

1995

(京)新登字 161 号

## 内 容 提 要

本论文集收集了部分自 1990 年至 1993 年度完成的航空基础科学基金资助项目研究论文,经同行专家评审后,由基金办选编而成,本集内容包括空气动力学、结构强度、发动机、火控、飞行控制与导航等五个专业。全书分论文与论文摘要两部分。尚未公开发表的以全文登载,已在其他刊物公开发表过的论文,在本书只登载论文摘要。

全书约 40 万字,包括有各种图表、公式和实验数据,图文并载,对从事航空基础科学研究工作的科技工作者有参考价值。从事预研和型号研制的人员和部门,可从中吸取一些有用的成果。

## 图书在版编目(CIP)数据

航空科学基金论文集(5)/航空科学基金办公室编. —北京:航空工业出版社,1995.4  
ISBN 7-80046-860-7

I. 航… II. 航… III. 航空科学-科学研究-科技成果-文集 IV. V2-53

中国版本图书馆 CIP 数据核字(95)第 01267 号

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里 14 号 100029)

北京地质印刷厂印刷

1995 年 4 月第 1 版

1995 年 4 月第 1 次印刷

开本: 787×1092 1/16 印张: 17.25 字数: 414 千字

印数: 1—1500

定价: 21.50 元

# 序 言

航空基础科学基金是原航空工业部根据《中共中央关于科学技术体制改革的决定》和《国防科工委关于加强国防科技预研管理的规定》，于1985年11月设立的。为了加强基金工作管理，成立了航空科学基金理事会和基金办公室。1994年初，中国航空工业总公司根据科学技术发展和经济体制改革新形势的要求，又决定成立“中国航空科学技术基金委员会”，下设基础科学研究、科技开发、工程开发和国际合作交流四个管理委员会。原航空科学基金理事会改为航空基础科学基金管理委员会，主要任务仍然是支持航空科技领域的应用基础研究，特别是新思想、新概念、新原理、新方法的探索性研究活动。其目的是充分调动科技人员的积极性，发现和培养人才，增强技术储备，为航空工业的发展和腾飞服务。

航空基础科学基金自设立起，就遵循基金制运作规律，组成了具有威望、学术水平高、客观公正的专家评审系统，制定了一整套实施管理细则和规章制度。在管理工作中，形成了在管委会领导下的基金办——基层单位管理部门——课题组分层次管理体系。在管理手段上，利用微机建立了申请、评审和资助项目管理数据库，实施科学化管理。在管理方法上，采取基金办宏观指导和基层单位具体管理相结合，既有统一要求，又充分依靠基层单位根据本单位具体情况进行创造性的管理，做到既坚持管理制度的严肃性，又注意管理方法的灵活性。基金管理工作，始终坚持依靠专家、平等竞争、公正合理、择优资助的原则，尽量避免不必要的行政手段。

航空基础科学基金的设立，开拓了航空科技基础研究的主战场，完善了航空科研结构的纵深配置，有效地推动了研究单位，特别是高等院校的学科建设。航空基础科学基金进行的基础研究和应用基础研究在整个科研活动中，具有先行和导向作用，为预研和型号研制作了积极探索，打下了良好的基础。到目前为止，航空基础科学基金资助总经费达4320多万元，资助项目1559项。到1993年底，已完成790项，105项成果获省、部级以上科技奖，其中国家级11项，另有12项登记

专利；先后在国内学术刊物或会议上发表论文 3200 多篇，出版专著 80 余册。1994 年成功举办的资助项目成果展，获得了一致好评。许多领导和科技人员参观展览后，称赞航空基础科学基金为推动航空工业基础研究的进一步发展起了很大作用，促进了航空技术的进步。人们普遍认为，航空基础科学基金投入少、成果多、效益高，已成为培养高层次研究人才的摇篮。

近十年来，在航空基础科学基金实施过程中，广大科技人员和管理工作者，付出了艰辛的劳动，做出了巨大贡献。特别是从事基金项目研究的第一线科技人员，付出心血最多，功绩最显著。基金办编辑出版的《航空科学基金论文集》（简称《论文集》），就是他们劳动结晶的一项具体成果。

《航空科学基金论文集》已经出版了 4 集，现在又编辑了 5、6 两集，今后还要陆续出版续集。编辑出版《论文集》的目的，一是可以为基金项目研究人员提供展示研究成果的园地，起到相互交流、学习、提高学术水平的作用；二是作为向各界汇报研究进展的窗口，使大家了解检查基金工作进展，促进基金研究成果推广，充分发挥基金的效能。

“科学技术是第一生产力”，社会经济发展靠科技，科技发展要面向经济建设。因此，促进科学技术发展，为振兴航空，实现“腾飞计划”做出自己的贡献，仍将是航空基础科学基金坚定不移的目标和任务。

在《航空科学基金论文集》编辑出版过程中，曾得到许多专家、学者和出版界的领导及同志们的大力支持和帮助，在此，特表示深深谢意。十几年来，航空基础科学基金的实施过程中，各级领导和同志一直都给予了很大的关心和指导，也借此机会，表示由衷的感谢，并欢迎各界领导和同志们继续给予更大的关怀和帮助。大家同心同德，共同努力，把航空基础科学基金工作越干越好，为迅速提高航空科技水平，发展航空事业，做出更大的贡献。

编 者

1995 年 2 月

# 目 录

## A. 空气动力学与飞行力学

### 论文部分

|                                 |      |      |
|---------------------------------|------|------|
| 机翼涡流计算模型.....                   | 熊善文等 | (3)  |
| 组合桨刀对模型螺桨的性能影响实验.....           | 毛熙昌等 | (9)  |
| 悬停状态下无铰旋翼桨叶气弹稳定性研究.....         | 夏品奇等 | (16) |
| 平面叶栅 C-H 网格下 N-S 数值解的系统考核 ..... | 王立成  | (24) |
| 飞机非线性气动导数辨识的方法.....             | 史忠科等 | (32) |
| 优化跨音速柔壁自适应风洞试验段截面形状的研究.....     | 贺家驹等 | (41) |

### 论文摘要部分

|                                            |      |      |
|--------------------------------------------|------|------|
| 机身后体装置对阻力的影响.....                          | 夏雪漪等 | (49) |
| 飞行器非圆因子和翼身干扰因子修正系数的数值解.....                | 杨振声  | (49) |
| 美国直升机噪声预估系统的现状和发展趋势.....                   | 徐国华等 | (50) |
| 旋翼与紊流场干扰噪声计算.....                          | 罗柏华等 | (50) |
| 压强场非接触测量新建议.....                           | 田世忠等 | (51) |
| 碘分子的荧光谱和激光谱的测量和研究.....                     | 田世忠等 | (52) |
| 低雷诺数翼型和跨声速翼型边界层计算.....                     | 郭 秦  | (52) |
| 复合振动翼型跨声速非定常流计算.....                       | 郭 秦等 | (53) |
| 三维机翼可压缩层湍流边界层计算.....                       | 郭 秦等 | (53) |
| 跨声速翼型绕流的 Enler/边界层方程干扰数值解 .....            | 李凤蔚等 | (54) |
| 在非定常气动力作用下的弹性飞行器的动稳定性及主动控制.....            | 陈士槽等 | (54) |
| 弹性飞行器时域稳定鲁棒性分析.....                        | 祝小平等 | (55) |
| 定常 N-S 方程的最小平方 Petrov-Galerkin 有限元方法 ..... | 周天孝等 | (56) |
| 散度约束问题数值模拟低阶有限元建模研究.....                   | 周天孝等 | (56) |
| 散度约束有限元稳定性判定的新方法.....                      | 周天孝等 | (57) |

## B. 飞行器设计和结构强度

### 论文部分

|                           |      |      |
|---------------------------|------|------|
| 加速试验载荷谱编制研究.....          | 高镇同等 | (61) |
| 复合材料叠层结构静动力分析的翘曲修正模型..... | 诸德超等 | (65) |

|                           |      |       |
|---------------------------|------|-------|
| 陶瓷/复合材料装甲撞击响应的数值仿真·····   | 龚尧南等 | (72)  |
| 复合材料机械连接干涉配合若干问题的研究·····  | 张开达  | (81)  |
| 航天飞行器碳-碳端头帽的模拟试验探索·····   | 何洪庆等 | (89)  |
| 随机激励下非线性系统的非平稳响应·····     | 方同等  | (93)  |
| 复合材料多钉接头钉载分配及影响因素研究·····  | 万小鹏等 | (100) |
| 复合材料层压板振动参数的铺层顺序优化研究····· | 杨海等  | (107) |

## 论文摘要部分

|                              |      |       |
|------------------------------|------|-------|
| 叠层复合材料中冲击诱发的损伤分析及叠层板设计·····  | 龚尧南等 | (112) |
| 夹层结构前机身有限元分析与优化设计·····       | 丁运亮等 | (112) |
| 层板脱层的能量释放率分析·····            | 邹振民等 | (113) |
| 干涉对复合材料叠层板螺栓连接疲劳强度的影响·····   | 刘萍等  | (114) |
| 超音速板颤振问题中的局部分岔现象及某些全局行为····· | 金基铎  | (115) |

## C. 飞行器推进系统

### 论文部分

|                                  |      |       |
|----------------------------------|------|-------|
| 在进气道/发动机动态畸变流场数据处理中滤波器的应用研究····· | 伍耐明等 | (119) |
| 超音通流风扇叶型设计及叶栅流场计算·····           | 马继华  | (126) |
| 超音通流风扇推进系统内流若干特征·····            | 单鹏   | (131) |
| 燃气轮机燃烧室内烟粒浓度的预估·····             | 吴寿生等 | (135) |
| 发动机部件跟踪滤波器研究·····                | 孙健国等 | (142) |
| 转子-SFDB 支承-机匣系统的临界转速及不平衡响应·····  | 和兴锁等 | (147) |
| 稳态温度畸变对发动机稳定性的影响·····            | 张明川等 | (153) |

### 论文摘要部分

|                            |      |       |
|----------------------------|------|-------|
| 转动盘-片系的循环对称模综·····         | 张锦等  | (158) |
| 环向圈连带冠叶片的动态分析·····         | 张锦等  | (158) |
| 喷嘴特性对燃烧室内烟粒浓度和火焰辐射的影响····· | 刘刚等  | (159) |
| 桨扇模型的气动性能和气动声系的实验研究·····   | 任丽芳  | (159) |
| DZ22 高温合金复杂应力疲劳强度研究·····   | 岳彦芳等 | (160) |
| 紊流燃烧模型数值与实验研究·····         | 赵坚行等 | (160) |
| 环形燃烧室两相燃烧数值研究·····         | 赵坚行  | (161) |
| 鸟撞击叶片时的载荷模型·····           | 尹晶等  | (161) |
| 煤油结焦的抑制方法研究·····           | 刘德彰等 | (162) |

## D. 航空武器与火控技术

### 论文部分

|                                |      |       |
|--------------------------------|------|-------|
| 空-空导弹随动扫描系统的模糊控制与仿真 .....      | 姜长生等 | (165) |
| 综合火力/飞行控制系统的智能控制与系统仿真 .....    | 姜长生等 | (170) |
| 激光制导超高速导弹脉冲推力矢量控制系统研究 .....    | 李言俊等 | (174) |
| 导弹控制系统的故障检测和容错控制 .....         | 陈新海等 | (179) |
| 机载声纳的数据采集与多路传输 .....           | 赵俊渭等 | (186) |
| 机动多目标随机神经网络跟踪系统的组合参数优化 .....   | 敬忠良等 | (192) |
| 灰色递推预测及其在航空大闭环火控算法中的应用 .....   | 孙隆和等 | (197) |
| 综合火力/飞行控制系统空对空射击模态的半物理仿真 ..... | 蓝伟华  | (202) |

### 论文摘要部分

|                              |      |       |
|------------------------------|------|-------|
| 飞机外挂物管理系统研究 .....            | 陆彦等  | (208) |
| 飞机悬挂物管理系统的仿真研究 .....         | 陈根社等 | (208) |
| 130dB 动态范围的高速大容量数据传输系统 ..... | 赵俊渭等 | (209) |

## E. 飞行控制与导航

### 论文部分

|                                    |      |       |
|------------------------------------|------|-------|
| 自适应滤波在星基定位通信综合系统中的应用 .....         | 卢伯英等 | (213) |
| 飞行控制系统 $H_{\infty}$ 综合优化设计 .....   | 王艳东等 | (219) |
| 星载 CCD 星体跟踪器动态数据处理方法 .....         | 孙建峰等 | (228) |
| 半球谐振子振型频率与动态激励响应研究 .....           | 郇吉臣等 | (233) |
| 论一类基于人工神经网络的非线性自校正智能系统的局部收敛性 ..... | 毛剑琴等 | (239) |
| 变结构在跟踪系统中的应用 .....                 | 尔联洁  | (246) |
| 伪距差分 GPS 对于选择可用性的抑制能力 .....        | 王永澄等 | (253) |
| 阶跃故障下 Willsky 广义似然比检测的改进方法 .....   | 马晓川等 | (260) |

### 论文摘要部分

|                       |      |       |
|-----------------------|------|-------|
| 星光对机动弹道导弹主动段的修正 ..... | 申功勋等 | (265) |
| 终端区域理想速度剖面的生成 .....   | 陈怀民等 | (265) |

# **A. 空气动力学与飞行力学**

**论文部分**

**论文摘要部分**



# 机翼涡流计算模型

北京航空航天大学 熊善文 冯亚南 郑 波

## 摘 要

本文提出了一种计算模型,用以计算亚音速大迎角下前缘分离机翼的流动和气动特性。该计算模型通过在涡轴上分布线涡/线汇,包括了对前缘自由涡面、涡核及涡的卷吸作用的模拟。由于它是在非线性离散涡法的基础上发展起来的,因而计算过程简捷。对三角翼及双三角翼气动特性的计算表明,计算值与实验值符合得相当好。计算还表明,在计算中计及和不计及涡的卷吸作用能引起计算载荷相当大的变化。

## 引 言

现代高机动战斗机大多采用具有大后掠角的细长翼。这种机翼在中等到大迎角下作亚音速和跨音速机动飞行时,气流从前缘分离,在翼面上形成稳定的螺旋形前缘涡。此涡在翼面上诱导的低压对大迎角下机翼的非线性气动特性具有十分关键的作用。由于翼面上存在大尺度的涡流,流场比较复杂,对它的模拟和计算也较为困难。自 50 年代以来,已经研究并发展了多种计算方法。最早的分析方法是应用细长体理论进行的简化模拟<sup>[1]</sup>,后来发展了以三维离散涡法为基础的数值模拟方法<sup>[2,3]</sup>。近年来,由于超级计算机的出现和应用,加上计算流体力学的发展,应用求解欧拉方程和 Navier-Stokes 方程来对机翼涡流流场进行数值模拟研究,取得了重要进展<sup>[4,5]</sup>,但由于需要耗费巨大的计算机资源,目前主要用于流动机理和流场结构方面的研究。

本文的目的是确立一种对实际流动模拟得比较完全,同时其计算过程又较为简捷,便于实际应用的计算方法。计算机翼分离涡流最简便的方法之一是非线性离散涡法,例如文献[6]的方法,不过对于所模拟的涡系而言,该文提出的计算模型仍嫌粗糙。为此, Pao 等把按文献[6]计算得到的前缘离散涡丝卷成一个位于翼面之上的集中涡<sup>[7]</sup>,从而改善了载荷分布的计算。但是,实验研究<sup>[8]</sup>和理论分析<sup>[9]</sup>都证明,一个集中线涡尚不足以包括前缘涡涡核部分的全部作用。实际上,涡核对外流场的作用,除去像线涡一样的诱导作用以外,还存在一种所谓的“卷吸”(entrainment)作用。本文建立了一种把前缘涡的卷吸作用包含在内的计算模型,并用来计算了三角翼和双三角翼的非线性气动特性和载荷分布。

## 一、计算模型和方法

实验研究证明<sup>[8,10]</sup>,从机翼前缘出发的前缘涡由螺旋形剪切层和位于旋涡中心的旋转核(rotational core)所构成。由于涡轴上存在着低压,将螺旋流吸进涡核,并沿涡轴向下游输出,就形成很大的轴向流,这就是所谓的卷吸作用。在本文的计算模型中,前缘涡的剪切层用多根从前缘发出的自由螺旋涡丝来代表,这些涡丝最终被输送到代表集中涡核的线涡之中,集

中涡的涡核及其卷吸作用则用位于涡轴的线涡和线汇来模拟三角翼前缘涡的计算模型。如图 1 所示。

双三角翼的前缘涡系比三角翼的复杂。流态实验研究表明,在较小迎角、甚至在中等迎角下,双三角翼前缘的每一侧都生成两个主涡。这两个主涡在翼面以上相互作用,当迎角增大到一定程度后,两涡将从后缘开始合并,随迎角增大,终至形成一个涡<sup>[11]</sup>。根据这种实际物理流态,本文建立的双三角翼前缘涡计算模型有两种:单涡模型和双涡模型。双涡模型在机翼一侧有两个涡,从内翼前缘发出的涡丝卷成内翼涡,从外翼前缘发出的涡丝卷成外翼涡。单涡模型则是从整个机翼前缘发出的涡丝卷成一个涡。无论是双涡或是单涡,每个涡核都用线涡/线汇来模拟。双三角翼的计算模型如图 2 所示。

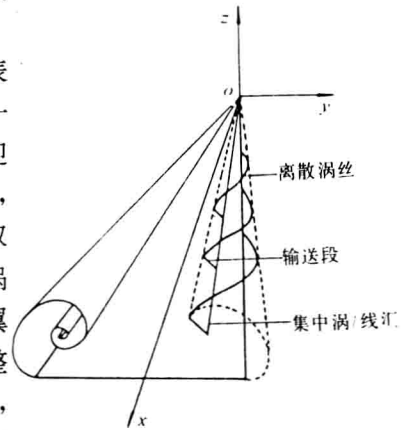


图 1 前缘涡的计算模型

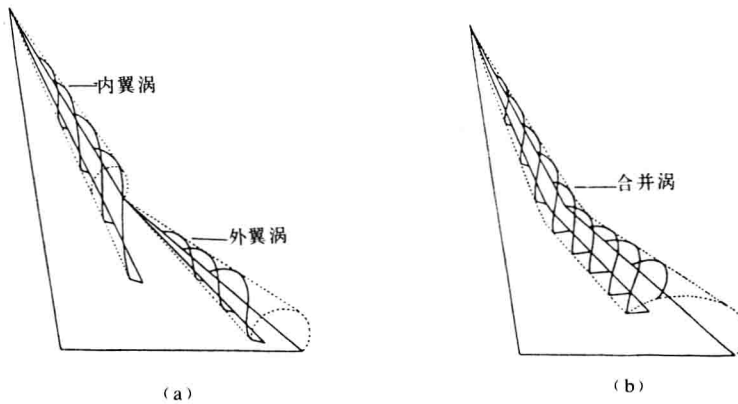


图 2 双三角翼前缘涡计算模型

(a) 双涡模型; (b) 单涡模型

整个计算模型除去上述前缘涡系外,当然还应包括机翼的附涡系和尾涡系部分。机翼用涡面来代替,附涡从后缘拖出形成自由尾涡。

实现整个计算模型的数值方法,是先用非线性离散涡法经过两次迭代求解,确定出初始的涡丝和尾涡的位置,然后根据前缘自由涡丝在不同截面上的环量中心,确定出初始的涡核位置,并将前缘自由涡丝输入到涡核中,以后再按涡丝-涡核模型进行迭代求解,直到收敛。在计算中所需要的涡核环量和线汇强度之间的关系,可通过 Stewartson-Hall 关于不可压细长轴对称锥型涡核的欧拉解导出<sup>[8,9]</sup>。详细的数值计算方法可参见文献 [12]。

## 二、计算结果和讨论

### 1. 三角翼

图 3 给出一  $74^\circ$  平板三角翼在迎角  $\alpha = 20^\circ$  时一个截面上的展向载荷分布。图中将离散涡法 (QVLM)<sup>[13]</sup> 计算的结果及本文计算结果与实验结果<sup>[14]</sup> 进行了比较。从该图中可以清楚地看到,与离散涡的计算结果相比,本文计算方法给出的载荷分布与实验结果符合得更好,特别是负压峰值及其展向位置得到了明显的改善。载荷计算结果的改善自然使整个机翼的气动特

性也更加与实验结果一致。

为了说明涡核卷吸作用对机翼计算载荷的影响, 图 4 给出了应用两种计算模型计算与图 3 同一机翼同一截面的展向载荷分布结果。图中实线是按在涡轴上分布线汇得到的结果, 虚线是不计线汇作用的结果。由图可见, 涡核卷吸作用明显地增大了翼面的吸力, 特别是增大了处于涡核下面的翼面负压峰值。迎角越大, 前缘涡的卷吸作用越强。

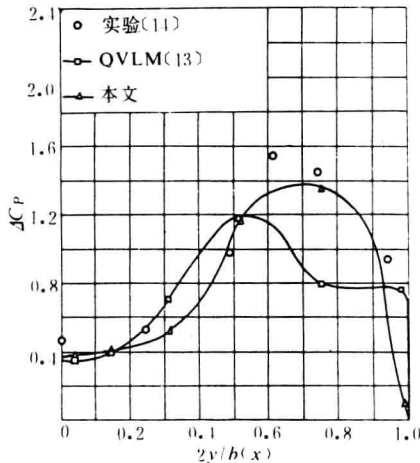


图 3 三角翼的展向载荷分布,  $x/c_r=0.6667$ ,  
 $\alpha=20^\circ$ ,  $M_\infty=0$

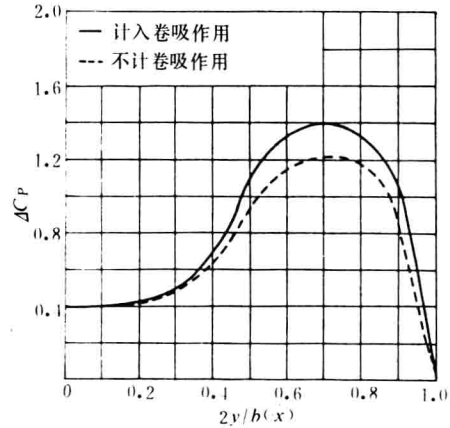


图 4 卷吸作用对计算载荷的影响,  $x/c_r=0.6667$ ,  
 $\alpha=20^\circ$ ,  $M_\infty=0$

## 2. 双三角翼

本文给出了两个双三角翼的计算结果。

第一个是  $80^\circ/60^\circ$  平板双三角翼, 根据流态显示和流场测量结果<sup>[11]</sup>, 在迎角  $\alpha=12^\circ$  时, 该机翼的内翼涡与外翼涡开始在后缘附近合并, 因此应用双涡模型来进行计算。图 5 是一个截面上的展向载荷分布。图中还给出了用 N-S 方程计算的结果<sup>[15]</sup>, 但没有可供比较的实验数据。由图可见, 两种计算结果是相当接近的, 虽然负压峰值的位置有一些差异。图 6 是用两种计算模型对  $80^\circ/60^\circ$  双三角翼进行计算得到的截面展向载荷分布。该图显示, 用双涡模型作计算, 展向载荷分布的峰值有两个; 用单涡模型, 则展向载荷峰值只有一个。

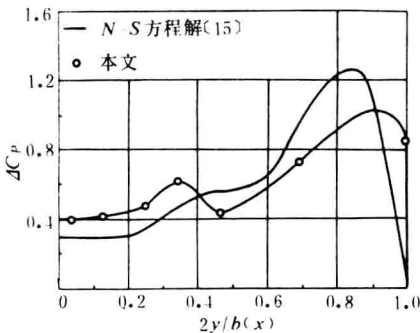


图 5  $80^\circ/60^\circ$  双三角翼的展向载荷分布,  
 $x/c_r=0.75$ ,  $\alpha=12^\circ$ ,  $M_\infty=0$

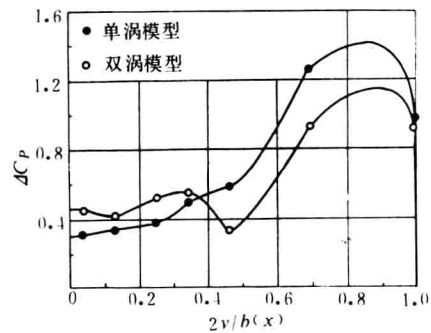


图 6 两种计算模型与截面载荷分布,  
 $x/c_r=0.75$ ,  $\alpha=15^\circ$ ,  $M_\infty=0$

用双涡模型和单涡模型对同一机翼气动特性的计算结果及其与实验数据的比较示于图

7 中。该图表明,无论是双涡模型还是单涡模型,其所计算的升力系数与实验结果均比较吻合,而对力矩系数来说,用双涡模型得到的结果则与实验数据吻合得更好些。这种情况与文献[16]用自由涡面法(FVS)作计算得到的结果是一致的,即用双涡模型计算的力矩特性更符合实验结果。

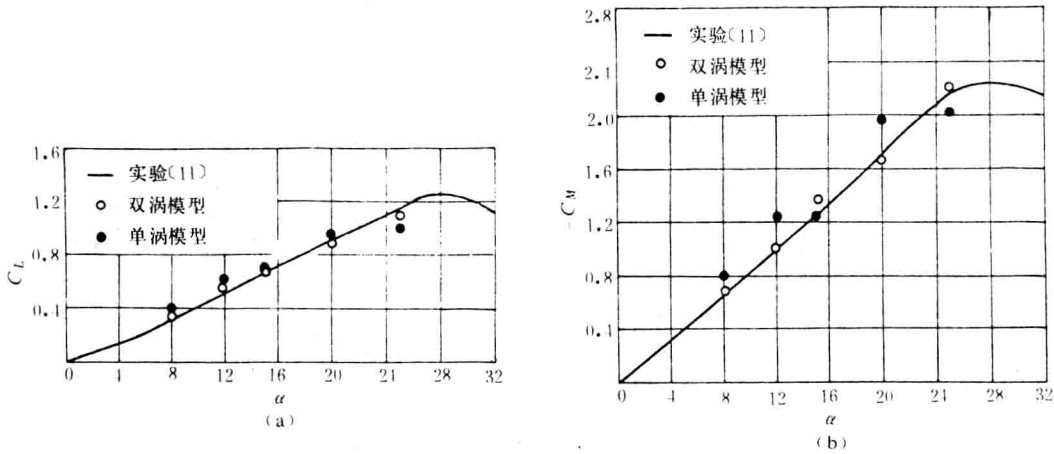


图 7 80°/60°双三角翼的纵向气动特性,  $M_\infty=0$

(a) 升力; (b) 俯仰力矩

本文计算的第二个双三角翼是本题组做过实验研究的 75°/60°尖前缘平板翼。依据涡流流态实验研究的结果,当迎角  $\alpha < 15^\circ$  时,采用双涡模型来计算;  $\alpha > 15^\circ$  时,则用单涡模型做计算[17]。图 8 是计算的升力特性与实验结果的比较。可见,在迎角直到 26°的范围内,计算值与实验值完全一致;当迎角继续增大,计算值就逐渐超过实验值。出现后一种情况的原因是当迎角到达这一范围时,实际流动开始出现旋涡破裂,而在计算模型中则没有计入涡破裂的因素。

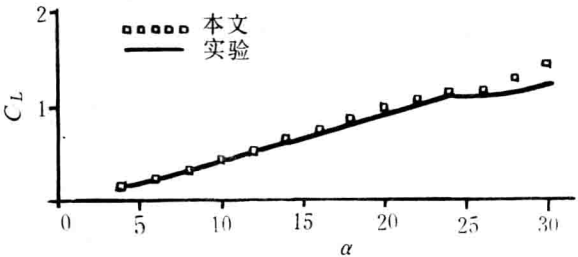


图 8 75°/60°双三角翼升力特性,  $M_\infty=0$

图 9 给出的是一个截面上的展向载荷分布,图中同时给出了计算值和实验值。因为计算

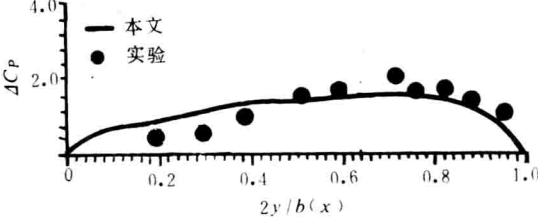


图 9 75°/60°双三角翼的展向载荷分布,  $x/c_r=0.80$ ,  $\alpha=24^\circ$ ,  $M_\infty=0$

迎角是  $24^\circ$ ，按照上述，以  $15^\circ$  为界采用双涡模型或单涡模型来计算的规则，图 9 的载荷分布是应用单涡模型得到的。由图可见，从整体上来看，计算的载荷分布与实验结果基本相合。只是在靠近翼根处，计算值稍高于实验值。

### 三、结 论

对于简单三角翼的计算表明，无论是气动力还是载荷分布，本文介绍的计算模型一般都能与实验结果吻合。对于不同迎角下的双三角翼，应用两种计算模型——双涡模型和单涡模型进行模拟计算。就升力和力矩来说，无论是只用双涡模型或只用单涡模型，都能取得比较满意的结果，而用双涡模型计算的力矩结果则更好些。对某些机翼的载荷计算表明，本文的计算方法可以得到与 N-S 方程解相近的结果。

本文的计算还表明，前缘卷吸效应对压强分布的影响随迎角增大而加强。迎角越大，它的作用越强，因而在计算模型中是不应予以忽略的。

### 参 考 文 献

- [1] Mangler, K. W. and Smith, J. H. B. . A Theory of the Flow Past a Slender Delta Wing with Leading-Edge Separation. Proc. Roy. Soc. A 251, P. 200-217, 1959
- [2] Kandil, O. A. , Mook, D. T. and Nayfeh, A. H. . Nonlinear Prediction of the Aerodynamic Loads on Lifting Surfaces. J. Aircraft, Vol. 13, Jan. 1976
- [3] Brune, G. W. , Weber, J. A. , Johnson, F. T. , Lu, P. and Rubber, P. E. . A Three-Dimensional Solution of flows over Wings with Leading-Edge Vortex Separation. NASA CR-132709, 1975
- [4] Rizzi, A. , Eriksson, L. E. , Schmidt, W. and Hitzel, S. Numerical Solutions of the Euler Equations Simulating Vortex Flows around Wings. AGARD CP-324, P21, 1983
- [5] Fujii, K. , Gavalì, S. and Holst, T. L. . Evaluation of Navier-Stokes and Euler Solutions for Leading-Edge Separation Vortices. International Journal for Numerical Methods in Fluids , Vol. 8, Oct. 1988
- [6] Mehrotra, S. C. and Lan C. E. . A Theoretical Investigation of the Aerodynamics of Low-Aspect-Ratio Wings with Partial Leading-edge Separation. NASA CR-145304, 1978
- [7] Pao, J. L. and Lan, C. E. . A Vortex-Filament and Core Model for Wings with Edge Vortex Separation, NASA CR-165847. 1982
- [8] Verhaagen, N. G. and Kruisbrink, A. C. H. . Entrainment Effect of a Leading-Edge Vortex, AIAA J. Vol. 25, Aug. 1987
- [9] Stewartson, K. and Hall, M. G. . The Inner Viscous Solution for the Core of a Leading-Edge Vortex. J. F. M. , Vol. 15, 1963, P306—318
- [10] Maskell, E. C. . Some Recent Developments in the Study of Edge Vortices. Proc. 3rd ICAS Congress, 1962
- [11] Brennenstuhl, U. and Hummel, D. . Vortex Formation over Double-Delta Wings. ICAS-82-6. 6. 3, 1982
- [12] 熊善文, 冯亚南, 郑波. 机翼大迎角亚音速气动特性计算方法. 中国航空科技文献, HJL910077, 1991
- [13] 熊善文. 用准涡格法计算前缘分离的细长三角翼. 空气动力学学报, 1984 年第 4 期
- [14] Wentz, W. H. . Effects of Leading-Edge Camber on Low-Speed Characteristics of Slender Delta

Wings. NASA CR-2002, 1972

- [15] Hartwich, P. M. , Hsu, C. H. , Luckring, J. M. and Liu, C. H. . Aerodynamic Applications of an Efficient Incompressible Navier-Stokes Solver. ICAS-88-5. 9. 1, 1988
- [16] Reddy, C. S. Modeling Effects on the Prediction of Aerodynamic Performance of Double-Delta Wing, J. Aircraft. Vol. 25, Jan. 1988
- [17] 冯亚南, 郑波, 熊善文. 大迎角双三角翼气动特性数值计算. 第七届全国计算流体力学会议论文集, 1994 年 4 月, P352—355

# 组合桨刀对模型螺桨的性能影响实验

北京航空航天大学 毛熙昌 宋宏海 崔玉普

## 摘 要

某三叶模型螺桨在桨叶叶尖半径 80%至 90%范围内的弦向位置,按桨刀的尺寸、数目、位置的不同组合安装桨刀,以分隔叶面径向流和环向流的交互影响,阻止桨尖附面层的分离和涡旋的形成。在地面静止条件( $v=0$ )及在风洞气流条件下,进行了带有组合桨刀螺桨与不带桨刀螺桨的性能对比试验。结果表明,带桨刀的气动性能明显改善,在比较点效率提高 7%~8%;噪声显著下降,在比较点达到 2~5dB 左右。

## 引 言

螺旋桨的气动与声学性能的好坏,直接关系到螺旋桨的品质,从而影响到飞机性能的优劣。当今螺桨效率和噪声常是衡量涡桨飞机性能的两大主要指标。在文献 [1] 中,曾用桨刀对螺旋桨增效、降噪进行过研究,试验证明,带桨刀的螺桨效率提高可达 4.9%,噪声下降 2dB 多。当时仅是一种桨刀安在一个固定的位置。本文是用三种不同尺寸的桨刀,按安装的位置及数目不同进行组合。在转速  $n$  从 1500rpm 到 3000rpm,桨叶角  $\varphi$  从 15°至 40°的范围内,进行了模型螺桨带桨刀和不带桨刀的气动与声学性能对比试验,试验结果表明,带桨刀的螺桨气动性能明显提高,噪声显著下降。

三叶模型螺桨是某生产型号的缩尺模型,其缩尺比为 0.265,叶尖直径为 0.66m,最大转速达 3000rpm,相应的叶尖切线速度和叶尖  $Ma$  数分别为  $U_{BT}=103.7\text{m/s}$  和  $Ma_{BT}=0.305$ 。翼型面属 NACA64 族。

由于飞机螺桨在高速旋转时,叶面径向流和环向流的交互影响,在桨尖区引起附面层分离及产生涡旋,严重时,会出现气流由桨叶后缘经叶背流向前缘的反向流动,这会使气动性能显著变坏。反向流动在桨叶叶尖半径  $R$  的 85%左右最严重<sup>[2]</sup>。为了阻止桨尖附面层的分离和涡旋的形成,以提高螺桨气动性能,设计的三组桨刀有一组可装于桨尖半径的 82%处,两组可装于 90%处,桨刀的长度与安装叶面的弦长相等。三组桨刀的尺寸及形状如表 1 及图 1 所示。

表 1 三组桨刀尺寸表 (mm)

| 型别      | $h$ | $c$ | $b$ | $t$ | $r$ | $R\%$ |
|---------|-----|-----|-----|-----|-----|-------|
| A (old) | 9.8 | 37  | 5.5 | 0.9 | 298 | 90    |
| N       | 7.8 | 37  | 5.5 | 0.7 | 298 | 90    |
| S       | 7.8 | 42  | 5.5 | 0.7 | 270 | 82    |