

南京航空航天大学
论文集

(一九九九年)

第1册

(一系)

南京航空航天大学科技部编

二〇〇〇年三月

一 系

目 录

一〇一教研室(18 篇)

美国 EAA 航展观感	高 正
具有后掠桨尖的旋翼气动特性计算方法	徐国华等 H
前飞状态直升机旋翼/机身非定常气动干扰的分析	赵景根等
旋翼桨叶跨音速绕流的全势方程计算方法	赵景根等 H
直升机机动飞行的逆模拟	陈仁良等 H
直升机旋翼桨叶动态气动载荷计算方法	王焕瑾等 H
直升机旋翼气弹响应及稳定性分析	王浩文等
直升机全量运动方程及其数值分析	王华明等
旋翼动态升力实验及理论分析	包劲松等 H
带受控振荡附翼的新概念旋翼气动弹性分析	杨卫东等 H
悬停状态下无铰式旋翼动力学参数试验研究	张呈林等 H
神经网络在旋翼/机身气动干扰模型中的应用	徐锦法等
旋翼/机身气动干扰试验分析与数学模型建立	徐锦法等
直升机模糊神经控制模型	黄文明等
直升机“地面共振”的输出最优控制	顾仲权等 H
结构振动的自适应控制方法与实现研究	顾仲权等
直升机振动主动控制中作动器的最佳布置研究	胡 俊等
Transient Response Investigation of Gimballed Tiltrotors During Engage and Disengage Operations	康 浩 H

一〇二教研室(23 篇)

Statistical analysis of data from truncated fatigue life and corresponding residual strength experiments for polymer matrix composites	姚卫星等 H
---	--------



FRP 疲劳累积损伤理论研究进展	姚卫星等
The residual strength model of elements' fatigue reliability evaluation	姚卫星等
结构系统疲劳可靠性评估方法的研究	吕海波等 H
A nonlinear damage cumulative model for uniaxial fatigue	尚德广等 H
A nonlinear fatigue cumulative model	尚德广等
基于临界面法的多轴疲劳损伤参量的研究	尚德广等 H
基于剪切形式的多轴疲劳寿命预测模型	尚德广等 H
多轴非线性连续疲劳损伤累积模型的研究	尚德广等 H
一种统一的多轴疲劳损伤参量	尚德广等 H
飞机结构中下陷结构的疲劳可靠性分析	李玉春等 H
VRML - Internet 上的虚拟现实标准	何 峰等
Conceptual/preliminary Aircraft Design Using Genetic Algorithm and Fuzzy Mathematics	曹灵钧等
Genetic Optimization for Three - Dimensional Wing Design Method	曹灵钧
飞机设计新技术—多学科设计优化	余雄庆
Integrated Multidisciplinary Design of Unmanned Air Vehicle Using Concurrent Subspace Design	余雄庆
美国“飞机设计”教学的特点及其对我国航空教育的启示	余雄庆
遗传算法在含连续/离散变量结构优化中的应用	余雄庆等 H
基于人工神经网络预测大型波形膨胀节疲劳寿命的研究与实践	许志兴等
基于面向对象方法的机械产品数据管理的实现	许志兴等 J
褶皱芯材结构隔声特性的实验研究	邵长林等 J
浅析俄罗斯高等院校航空航天专业教学特点	王志瑾
确定警告值的时间序列数据分析法	徐惠民等 H



美国 EAA 航展观感

南京航空航天大学 高正

摘 要

本文介绍了美国“试验飞行器协会”今年航展的情况,着重介绍了参展的多种单、双坐小型直升机,并提出了观后感。

一、概况

EAA 是“试验类飞行器协会”的缩写,全称是 Experimental Aircraft Association。该组织每年在美国威斯康辛州的阿什卡什(Oshkosh)举办一次大型活动(称为 Airventure),内容包括飞行表演、飞行器展览、各类航空用器件及其制造设备和工具的展销,学术报告和技术讨论会等等。美国 FAA 设有大规模的专用展厅,进行宣传教育展示和讲座。

今年是第 47 届,时间自 7 月 28 日至 8 月 3 日共 7 天。据大会宣传材料称,有八十多万人和一万一千多架飞行器参加。笔者无法核实这一数字,但所见确是人山人海。参展的飞机、直升机、旋翼机、动力伞等等排列的密密麻麻,望不到尽头,而天空中总是有十数架在飞翔。军方派来一些现役飞机(如 F-15, E-6A, CH-53 等)作飞行表演,还有一些助兴节目如图 1 的投弹轰炸表演及图 2 的模拟飞车,几架 Bell-47 提供空中观光服务,飞个不停,更使航展热闹非凡,并增添了旅游观光色彩。

航展地点是在偏远的乡村(Witlman Reginal Airport),距最近的城市麦迪逊(Madison)有 120 公里,因而只有真正的航空爱好者才会冒着酷暑驱车专程去参观。

参展机种绝大多数是飞机,从单座机到上百吨的大型机都有。有的飞机奇特罕见,令人耳目一新,例如有一架叫做 Micro Jet 的小型喷气机总重仅为 450 千克,停机高度 1.6 米,看起来就像个人航模,它的设计者和试飞员是一位前美国海军飞行表演队“蓝天使”(Blue Angels)成员。

旋翼飞行器约占参展机种的十分之一,但绝对数量也十分可观,除前来助兴的 CH-53(见图 3)、黑鹰、Hughes 500 等军机和展销的 Enstrom F28、480(图 4)和 B28(图 5)等常规直升机外,其余都是“试验类”飞行器,且绝大多数是小工厂、小作坊或航空爱好者个人设计制造的。

根据美国 FAA 的规定,试验类飞行器必须具备适航证、登记证、飞行限制文件和重量及配平文件才能飞行。试验类适航证可颁发给下列 8 种用途的飞行器: 1、研究和发展; 2、为验证是否符合适航规则的飞行试验; 3、训练空勤人员; 4、飞行表演; 5、飞行比赛; 6、市场调研和展销表演; 7、非专业(业余)人员制造的飞行器; 8、由散件装配成的飞行器,该散件包须是具有生产许可证的厂家制造的。

这次 EAA 航展上的旋翼飞行器,绝大部分属第 7、第 8 两种,少量属第 6 种。笔者

择其感兴趣者予以介绍。

二. 倾转旋翼式飞行器

公认极其复杂的这类飞行器,竟然能制成散件包供业余人员自行组装,出乎一般人意料。航展上只有一种,但有其设计特色,见图6。该机为鸭式布局,四台发动机—螺旋桨组合体分别安装在大翼和小翼的外端,各翼的外半段与发动机一同倾转。总重 1090 千克,空重 680 千克,坐舱内双排四坐,发动机总功率 4×125 马力,可实现垂直起落或短距起落。装有弹射降落伞可实现全机应急着陆。设计最大时速为 510 公里,航程近 1500 公里。据称已于今年七月七日实现首飞。但在航展上未做飞行表演,估计尚未成功。既是如此,其大胆尝试仍值得称道。如果成功,将对破除迷信、解放思想有重大作用。

三. 小直升机

航展上有五个厂家展出了 8 种 1~2 座的直升机,几乎都作了飞行表演。在一块圈起来的草地上,几架直升机同时表演不同科目,有的作低空通场,有的作自转着陆,有的在用滑稽玩弄桔红色的锥形路障,此起彼落,机声轰鸣,此情此景,十分动人。

最成熟的是 RotorWay 公司的双坐直升机,据说已售出一千多套散件。该公司已有约 30 年的历史,其直升机已多次改进,最新型号为 RotorWay162。发动机是本公司自产的 150 马力水冷发动机。总重量约 650 千克。旋翼及尾桨皆用皮带传动,旋翼变距操纵线系采用类似于自行车软刹车的套索。该机外形考究,飞行表演也很出色。见图 7。

加拿大 HomeRotor 公司展出了称为 Baby Bellei 的双坐机,见图 8。该机外形很象 Bell-47,动力也是莱康明的四缸活塞式发动机,但重量小(总重约 640 千克),旋翼系统也不同,直径为 7.62 米,无稳定杆,但飞行也很稳定。据说该公司为三人合办的小作坊,其中二人还是业余的。Baby Bellei 也以散件包形式出售,该公司称已售出 30 多套。

美国 Revolution 公司的 Mini500 单坐机,仿照休斯 500 的外形设计,于 1995 试飞成功。见图 9 和图 10。

该机的技术特点在于操纵机构:旋翼操纵不用自动倾斜器,在主减速器下装有类似于凸轮机构的十字节,它控制的两根细长拉杆经主轴内腔从桨毂顶端伸出,操纵桨叶变距。尾桨操纵靠液压驱动,液体压力来自脚蹬上的活塞杆。这种驱动方式是该公司的专利。

Mini500 据称已销售 500 套散件,其中 100 多架已装配成整机飞行。有文章说,发生过 40 架次坠毁事故,多人死亡,其中包括美国最有经验的飞行员之一(飞行了三万小时)的 Allen Barklage。这对该公司和 Mini500 直升机打击很大。

最近,Revolution 公司又推出了双坐型 Voyager500 (见图 11),也做为散件包出售。该机未能在航展上作飞行表演,可能是技术审查尚未通过。

该类直升机中技术上比较先进和可靠的,当属 Ultrasport254 单坐直升机,见图 12。该机是航空专业人员按照 FAR103 部的要求,以正规程序研制的,与那些业余爱好者凭经验制造的直升机显著不同。它的复合材料桨叶、复合材料机身,蜂窝夹层板起落架、带防护圈的尾桨等体现了先进的专业水平。

在 Ultrasport254 基础上,仅是换用了 65 马力的发动机(原为 55 马力)并将燃油箱增大一倍达 10 加伦,改型为 Ultrasport331。该机也很成功,但超过了 FAR103 部所规定的“超轻型”类的重量限制。

近来该公司又推出了 Ultraspot496 双坐直升机。从 254 到 496，重量增加几乎一倍，而起落架、尾梁、尾桨、旋翼桨毂及桨叶弦长都保持原样，仅是桨叶加长 0.3 米，换用了 115 马力的发动机并加宽了坐舱，见图 13。如果 254 是个良好的设计，那么 496 是否安全可靠就很令人担心了，这么做就失去了原设的合理性和科学性。

航展上还有一架特殊构形的单坐直升机 GEN H-4，见图 14。该机是一位日本汽车工程师 Gennai Yanagisawa 费时 8 年研制的。他用自己设计的 4 台 10 马力两冲程小发动机并车在一只减速器，驱动一对直径 4 米的共轴旋翼。空机重量 76 千克，最大总重 175 千克。该机不能自转下滑着陆，去年曾把安全寄托于多发动机的低停车概率上。最近增装了救生设备，即在顶部安装一圆盘，内藏应急降落伞。见图 15。

图 16 是 GEN H-4 的方案图。该机的核心部件在上部：4 台发动机、减速器、双旋翼及应急伞组合在一起，经一万向铰与“机身”（实为一管材）联接。驾驶员向后拉操纵杆，则整个头部向前倾，直升机向前飞；横向操纵与之类似。旋翼无变距，靠改变转速来改变升力并实现升降和悬停；航向操纵由上下桨的转速差动来实现，左手拇指控制这一转速差动开关。5 加伦的油箱置于驾驶员背后。

该机结构奇特，头重脚轻。旋翼桨叶细长，根梢比大约为 8:1。设计巡航时速为 90 公里，最大时速高达 200 公里，不知配平和稳定性何以保证，驾驶员如何承受；操纵方式与人的习惯动作反向，又是拇指控制航向。可能对操纵带来困难。据展台工作人员称，该机在航展上作了悬停飞行表演，可惜笔者未能看到。

四. 旋翼机

航展上的旋翼机比直升机还多，有的十分简陋（如图 17），有的却相当考究如 NASA 展出的 NI21CC（如图 18），还有一种是直升机与旋翼机的组合体——其实本来就是直升机，但带有一副推力螺旋桨，前飞时按旋翼机方式飞行（图 19）。

与直升机相比较，旋翼机结构简单，易于飞行，较为容易普及，又具有一定的实用领域，应当有其存在和发展的价值。

五. 思考题

1. 单、双坐的小直升机有广阔的应用领域和潜在的大市场，为何至今未成气候？摩托车、小汽艇能够普及，“空中轻骑”将来能否普及？

直升机为取得适航证，须有数年的研制周期和高额资金投入，售价必然高，例如最廉价的 R22 基本价也要 \$145,000。大的航空厂从利润考虑不愿做，小厂无力承担这一投资和风险，于是多以散件包的方式销售，以避免取证负担和安全责任。但是，把装配和试飞的工作量及技术责任留给航空爱好者个人，就难普及了。

如果有人仿效发展助动车的思路，推出价廉、可靠的空中摩托，前景会如何？

2. 看到 EAA 航展上万机争妍，难免想到国内情景，我们怎样才能改变航空领域的冷清局面？

在国内，人们谈到航空往往只想到民航和空军，连航空厂、所、院校都鲜为人知，何况其他？航空体育、航空爱好者活动还仅是少数人的事。

航空，与国防安全、国民经济、人民生活密切相关；天空远比陆地辽阔，大可为我所用。

在我国十二亿人口中，了解航空、喜爱航空、愿意从事涉及航空的人可惜为数太少。究其原因，可能主要是经济欠发达、文化教育和科技知识不普及。此外，军、政部门对航空施加限制过多过死，没有像对 EAA 这类航空网开一面，也有关系。

愿我们航空学会的同仁们，多做宣传和科普教育工作，为繁荣我国航空事业尽一份力量吧。

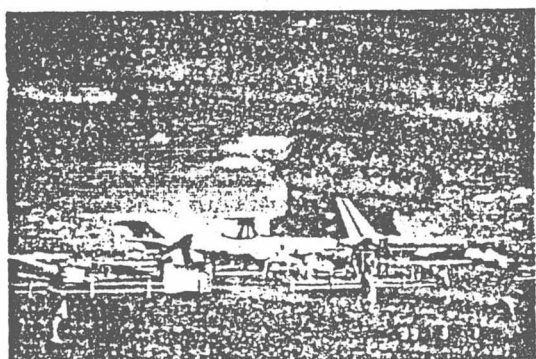


图 1 投弹轰炸表演

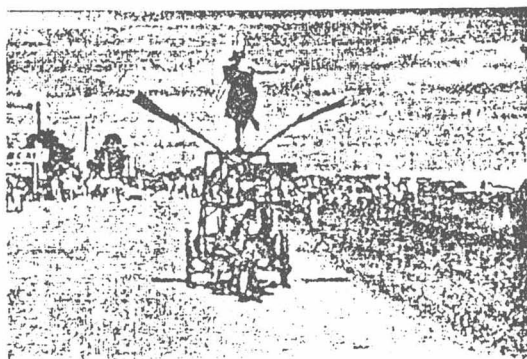


图 2 土制飞车

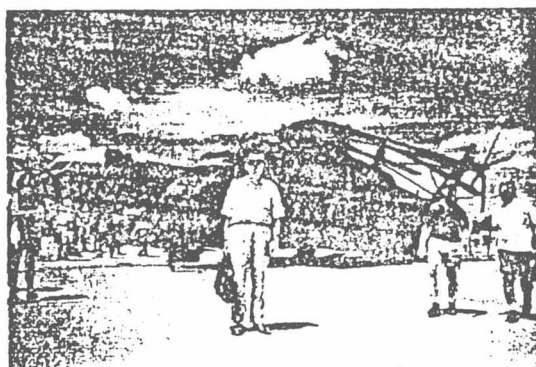


图 3 CH-53 直升机

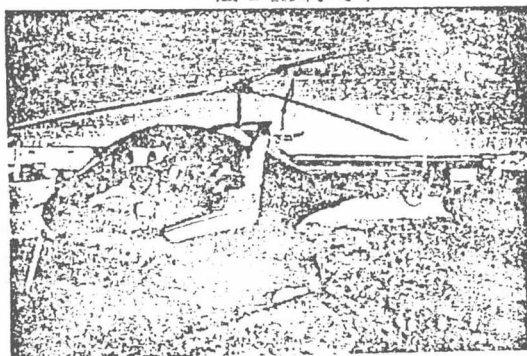


图 4 Enstrom 480 直升机

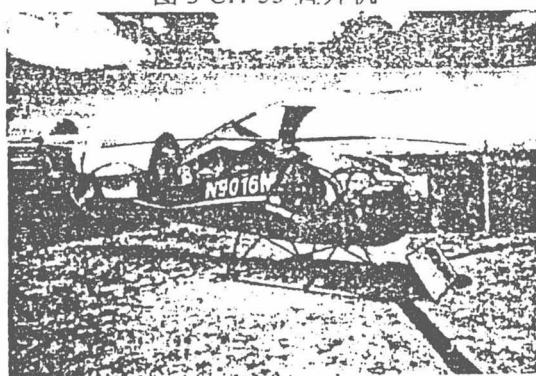


图 5 B2B 直升机

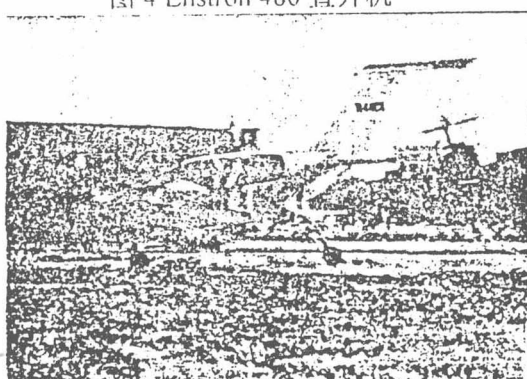


图 6 小型倾转旋翼式原型机



图 7 RotorWay162 直升机



图 8 加拿大的 Baby Bellei 双坐直升机

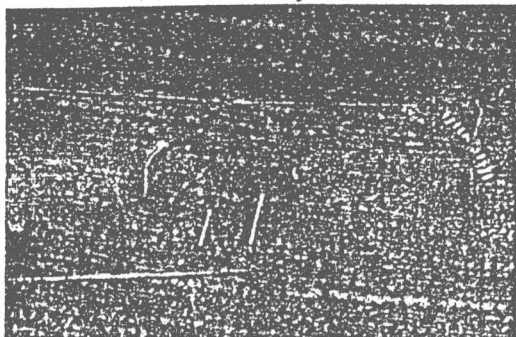


图 9 Mini500 直升机

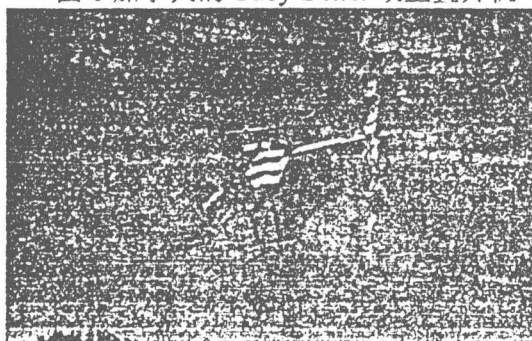


图 10 Mini500 飞行中



图 11 Voyager-500 双坐直升机

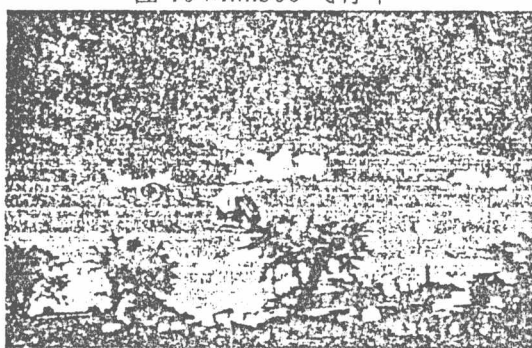


图 12 Ultrasport254

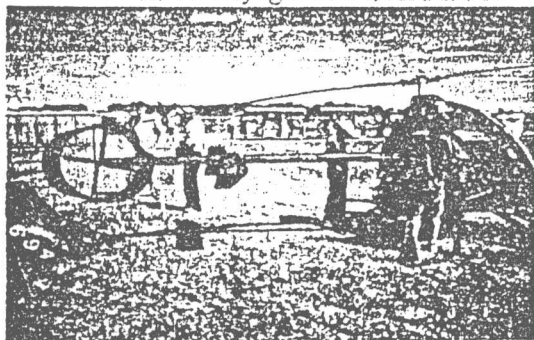


图 13 Ultrasport496

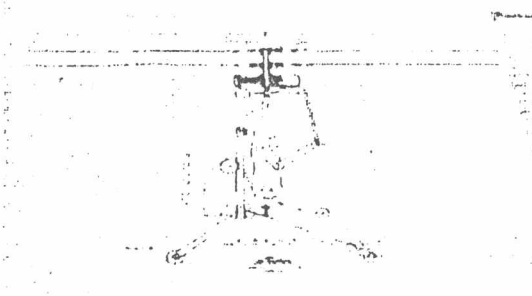


图 16 GEN H-4 方案图

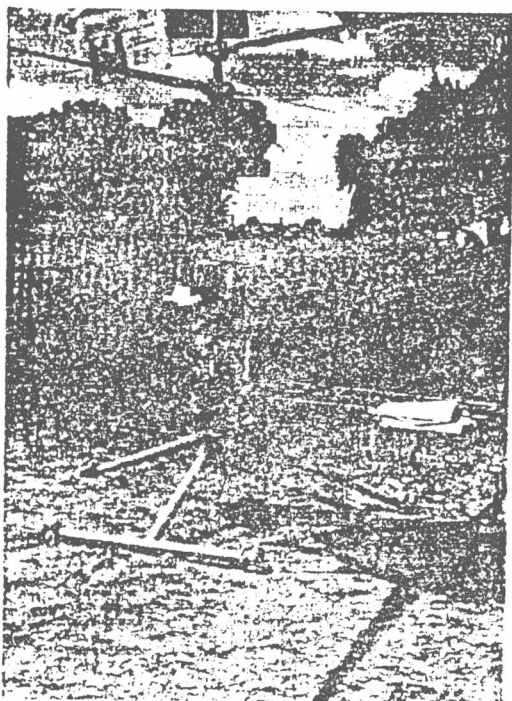


图 14 GEN H-4 单人直升机

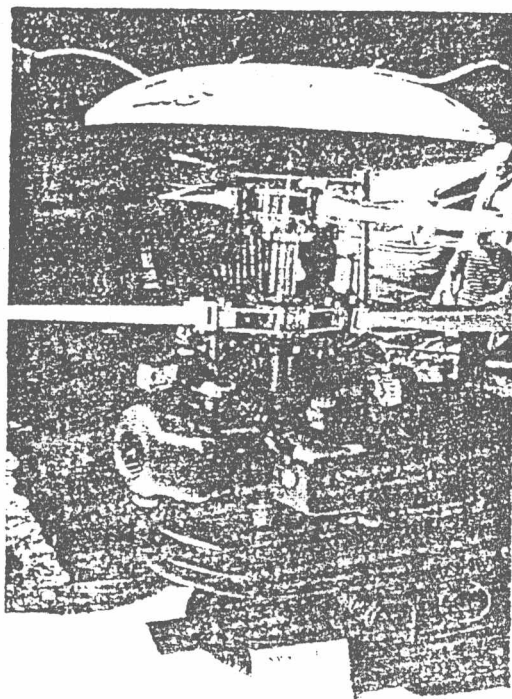


图 15 H-4 的头部及应急伞

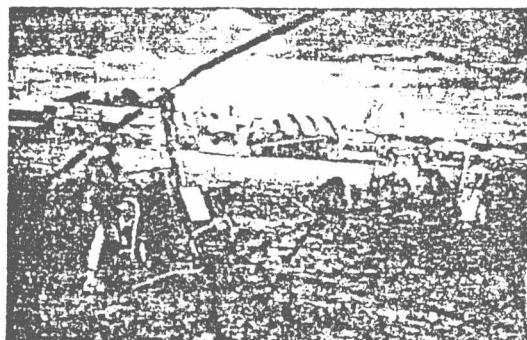


图 17 简单的旋翼机

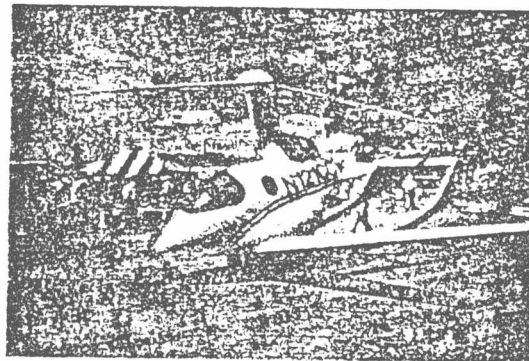


图 18 NASA 展出的旋翼机

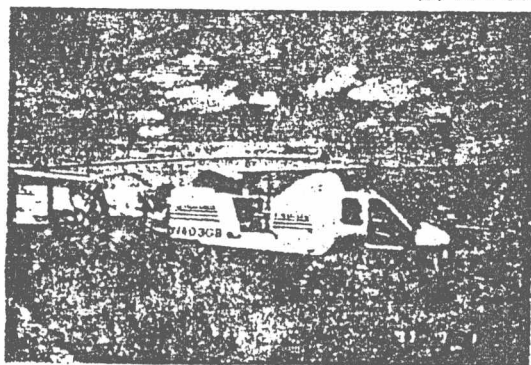


图 19 旋翼机组合直升机

具有后掠桨尖的旋翼气动特性计算方法

徐国华 王适存

南京航空航天大学直升机技术研究所, 南京 210016

摘要 基于直升机定常飞行状态旋翼尾迹的周期特性, 给出了计算旋翼自由尾迹的方法和公式。将方法和桨叶二阶升力线模型结合, 建立了一个新的适用于后掠、尖削及其组合形状的旋翼气动特性计算的分析模型。应用该模型, 对后掠桨尖的UH-60A旋翼在悬停时的桨叶载荷分布进行了计算, 并与相应的试验结果作了对比。对于尖削桨尖, 以UH-1旋翼为算例, 将其矩形桨尖改变为尖削形状, 通过矩形和尖削计算结果的对比, 分析了尖削对旋翼气动特性的影响。文中还对有试验结果可供对比的一副模型旋翼在低速前飞时的叶尖涡几何位置进行了计算, 以进一步表明方法的有效性。

关键词 桨尖形状; 气动特性; 直升机; 旋翼; 自由尾流

中图分类号 V275.52; V275.1

0 引言

新型桨尖在现代直升机上的应用已成为发展趋势, 在八十年代以后出现的直升机旋翼上, 不论是改型的, 还是新研制的, 大多采用了新型桨尖, 例如AH-64、RAH-66、EC-135等。就几何形状而论, 旋翼的桨尖与机翼的翼尖类似, 但桨尖处于旋翼的最大动压区, 它的形状对旋翼性能的影响较翼尖对机翼的影响更为重要。由于旋翼桨叶的旋转、尾迹的畸变和涡-桨的相互干扰, 其研究工作也较机翼要困难许多。虽然国外一些直升机上已采用了尖削或后掠尖削这类桨尖, 但对桨尖形状的研究还很不充分。

从已发表的文献来看, 国外对新型桨尖的研究, 大多数是限于试验^[1~3]。对理论分析的研究却较少^[4]。在国内, 对新型桨尖的研究还不多^[5]。对于涡流场占主导的旋翼流场来说, 理论分析的困难之一就在于必须采用合适的尾迹分析模型。很明显, 传统的固定尾迹因为未计入尾迹的收缩和变形已不能满足桨尖计算的新要求, 而对于预定尾迹, 现有的公式仅适用于悬停状态的矩形桨叶。这样, 对旋翼新型桨尖的计算势必依赖于复杂的自由(畸变)尾迹分析。

在桨叶气动模型方面, 主要有升力线和升力面理论, 但至目前为止, 常用的还是升力线理论^[6]。这不仅因为升力线方法要比升力面方法简单, 而且它可以使用二元翼型试验数据。升力线理论在矩形桨叶中虽已广泛采用, 但是, 对于后掠桨叶, 由于涡线在离开升力线时不再与升力线垂直, 使用经典的升力线方法将导致沿升力线上有不正确的诱速, 文献^[6~8]均描述了这个问题。升力面理论可以避免这一缺点。对于细而长的桨叶来说, 沿弦向布置一个面元已足够, 在这种布置下, 升力面理论相当于将控制点由1/4弦长处移至3/4弦长处的升力线理论, 有时

本文于1998年3月10日收到, 8月10日收到修改稿。

也称为二阶升力线理论,或称Weissinger 升力线理论^{[6][7]}。

本文将旋翼的自由尾迹模型和桨叶二阶升力线模型组合,发展了一个适用于后掠形状桨尖(广义上)的旋翼气动特性计算的分析方法,并给出了后掠、尖削桨尖旋翼气动特性以及桨叶叶尖涡几何形状计算的算例。

1 自由尾迹模型

1.1 周期性条件

如图1,坐标系取固连于桨毂的旋翼构造轴系。图中 x, z 轴位于旋转平面内, y 轴与 x, z 轴垂直,沿旋翼轴。 ψ 是桨叶方位角,逆时针为正。在图1的坐标系中,旋翼尾迹节点可表示为

$$\bar{X}_i = \{x_i, y_i, z_i\} \quad (1)$$

对于定常飞行状态,旋翼尾迹相对于桨叶方位角是周期的,尾迹节点也可描述为

$$\bar{X}_i = \bar{X}_i(\psi) \quad (2)$$

$$\text{且有 } \bar{X}_i(\psi) = \bar{X}_i(\psi + 2\pi n) \quad n = \pm 0, 1, \dots \quad (3)$$

值得注意,满足公式(3)的尾迹节点不再是用传统的拉格朗日方式描述的节点(如文献[9]),它们是具有随方位角周期性的。文献[10]给出了更详细的描述。

1.2 求解方法

在几何上,从桨叶上拖出的涡线可以用一空间曲线 $\bar{R}(\varphi, \psi)$ 表示,其中 φ 是从桨叶上量起的涡线长度参数,称为尾迹生成角。根据自由涡线的定义,涡线上任何一点与当地速度相切,因此,涡线的支配方程是

$$\frac{\partial \bar{R}(\varphi, \psi)}{\partial \varphi} + \frac{\partial \bar{R}(\varphi, \psi)}{\partial \psi} = \bar{V}_0 + \frac{1}{\Omega} \sum_{l=1}^{N_v} \bar{v}(\bar{R}(\varphi, \psi)) \quad (4)$$

式中 $\bar{V}_0$ 是自由流速度, $\bar{v}$ 是尾迹节点的诱导速度, l 代表第 l 根涡线。

方程(4)是一个一阶、准线性的偏微分方程。它的右端是严重非线性的,这种非线性增加了问题的复杂性,为了求解上面的偏微分方程,本文用“五点差分方法”。取差分步长 $\Delta\psi = \Delta\varphi$, 则差分方程为

$$\frac{\Omega}{\Delta\psi} (\bar{R}^n(\varphi_j, \psi_k) - \bar{R}^n(\varphi_{j-1}, \psi_{k-1})) = \bar{V}_0 + \frac{1}{4} \{ \bar{v}^n(\varphi_j, \psi_k) + \bar{v}^n(\varphi_{j-1}, \psi_k) + \bar{v}^n(\varphi_j, \psi_{k-1}) + \bar{v}^n(\varphi_{j-1}, \psi_{k-1}) \} \quad (5)$$

上面差分方程的初始条件是:

$$\bar{R}(0, \psi) = -r_w \cos\psi \cos\beta \hat{i} + r_w \sin\beta \hat{j} + r_w \sin\psi \cos\beta \hat{k} \quad (6)$$

式中 β 是挥舞角, r_w 是涡线拖出点的桨叶半径。

方程(5)必须满足的边界条件是:

$$\bar{R}(\varphi, 2\pi + \psi) = \bar{R}(\varphi, \psi) \quad (7)$$

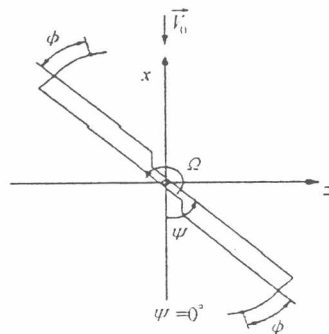


图1 坐标系示意图

Fig. 1 Rotor coordinate system

注意到方程(5)是一个隐式方程,不能直接求解。为此,采用预估—修正方法^[11]来计算。

预估步:

$$\bar{R}'(\varphi_j, \psi_k) = \bar{R}'(\varphi_{j-1}, \psi_{k-1}) + \frac{\Delta\psi}{\Omega} \left\{ \bar{V}_0 + \frac{1}{4} [\bar{v}^{n-1}(\varphi_j, \psi_k) + \bar{v}^{n-1}(\varphi_{j-1}, \psi_k) + \bar{v}^{n-1}(\varphi_j, \psi_{k-1}) + \bar{v}^{n-1}(\varphi_{j-1}, \psi_{k-1})] \right\} \quad (8)$$

修正步:

$$\bar{R}^n(\varphi_j, \psi_k) = \bar{R}^n(\varphi_{j-1}, \psi_{k-1}) + \frac{\Delta\psi}{\Omega} \left\{ \bar{V}_0 + \frac{1}{4} [\bar{v}'(\varphi_j, \psi_k) + \bar{v}'(\varphi_{j-1}, \psi_k) + \bar{v}'(\varphi_j, \psi_{k-1}) + \bar{v}'(\varphi_{j-1}, \psi_{k-1})] \right\} \quad (9)$$

在每个方位角步长内,重复地计算尾迹涡元的诱导速度,并使用方程(8)和(9)不断地求解新的尾迹形状,直到在给定精度内重复,就得到了收敛的自由尾迹。上面的自由尾迹方法与时间步进法不同,它实际上是一个空间迭代方法。与时间步进法相比,它的主要优点是进行悬停、小速度前飞的尾迹计算时数值稳定性好,这在实际的计算中是很重要的。

2 桨叶二阶升力线模型

2.1 桨叶分段和控制点的选取

在升力线分析中,假设每一片桨叶用展向变强度的附着涡来代替,附着涡环量的径向变化

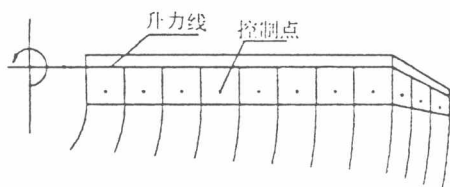


图2 桨叶升力线模型示意图

Fig. 2 Description of blade lifting-line model

布置在该网格的3/4弦线中点处。

引起自由涡系从桨叶后缘拖出(图2),以当地速度向下游移动。升力线与自由涡系间还存在一组弦向涡段,这组弦向涡段与升力线一起构成桨叶的附着涡系。桨叶沿展向分成若干小段。桨叶的分段可以有均匀划分或非均匀划分方法,但不论采用等分还是非等分方法,显然都应使后掠尖削桨尖与桨叶内段的分界线成为网格的边界线。如图2,附着涡分布在当地网格的四分之一弦线上,相同数目的控制点

2.2 诱导速度的计算

诱导速度的计算应包括桨叶附着涡系和尾随涡系的共同贡献。设已求出单位强度的附着涡在第 j 个控制点引起的诱导速度的分量(影响系数)为

$$\{u_{pj}, v_{pj}, w_{pj}\}$$

下标 p 代表附着涡的贡献。相同强度的尾随涡的影响系数是

$$\{u_{qj}, v_{qj}, w_{qj}\}$$

下标 q 代表尾随涡的贡献。

则第 i 个门形涡在 j 点引起的影响系数为^[14]

$$u_{ij} = u_{pj} + u_{qj} - u_{q+1,j}$$

$$v_{ij} = v_{pj} + v_{qj} - v_{q+1,j}$$

$$w_{ij} = w_{pj} + w_{qj} - w_{q+1,j}$$

由桨叶在第 j 个控制点引起的诱速分量为

$$u_j = \sum_{i=1}^{MR} u_{ij} \Gamma_i, \quad v_j = \sum_{i=1}^{MR} v_{ij} \Gamma_i, \quad w_j = \sum_{i=1}^{MR} w_{ij} \Gamma_i \quad (10)$$

式中 MR 是桨叶沿展向分段数, Γ_i 是第 i 个门形涡的环量。

当桨叶不只一片时, 上式求影响系数矩阵中还需包含其它桨叶的共同作用。

2.3 边界条件

设控制点 j 的合速度矢量和单位法矢分别为 $\vec{V}_j$ 和 $\vec{n}_j$, 则由在控制点满足物面不穿透的边界条件, 有

$$\vec{V}_j \cdot \vec{n}_j = 0 \quad (11)$$

在展向 MR 个控制点上应用边界条件, 可以得到 MR 个包含桨叶环量作为未知量的线性方程组, 求解该方程组便得出桨叶的附着环量分布。

2.4 桨叶剖面气动力

由 Joukowski 定律, 桨叶单位长度上的升力为

$$d\vec{L}_i = \rho \vec{W}_i \times \vec{\Gamma}_i \quad (12)$$

式中: ρ 为空气密度, W_i 是剖面的气流合速度。

桨叶剖面型阻

$$dD_i = \frac{1}{2} \rho W_i^2 c_{di} \quad (13)$$

其中, c_i 是当地剖面的弦长, c_{di} 是型阻系数, 由翼型实验或计算给出。

桨叶无量纲剖面拉力分布可按下式计算

$$C_i \approx \frac{dL_i}{0.5(\Omega R)^2 c_0} \quad (14)$$

c_0 是桨叶参考弦长。

在求出桨叶剖面气动力后, 便可按通常的方法, 先求出一片桨叶的贡献, 进而确定旋翼的气动力和力矩。

3 算 例

为说明上述方法在新型桨尖旋翼气动特性计算中的应用, 首先以有悬停试验数据^[12]可

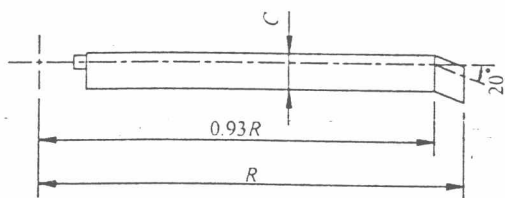


图3 UH-60A 模型旋翼平面形状

Fig. 3 Planform of UH-60A model rotor blade

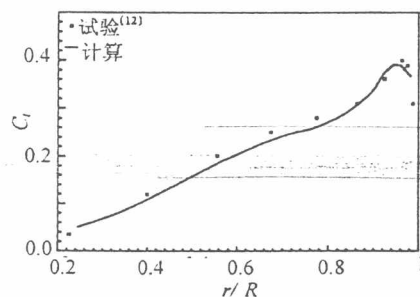


图4 无量纲桨叶剖面拉力分布的对比

Fig. 4 Comparison of dimensionless blade section thrust

供对比的UH-60A模型旋翼作为算例。文献[12]采用了1/5.73缩比的模型旋翼,旋翼半径1.432m,弦长0.0924m,如图3,后掠角为 20° ,其它参数可见文献[12]。图4是计算和试验的无量纲桨叶剖面拉力分布。图中实线是本文的计算结果,试验结果用点代表。可见,计算结果与试验数据基本吻合,不仅大小相近,而且变化趋势也相同。

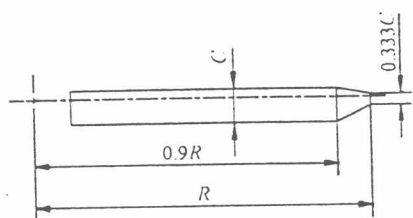


图5 尖削桨尖的桨叶平面形状示意图
Fig. 5 Planform of blade with a taper tip

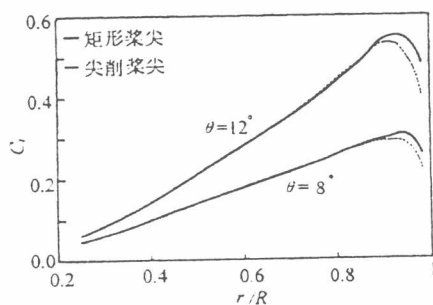


图6 尖削和矩形桨尖的桨叶剖面
拉力分布对比

Fig. 6 Comparison of blade section thrust
between taper and rectangular tips

计算和试验的轴向位移结果二者吻合很好,只在流向位移方面稍有差别。

4 结束语

本文将旋翼自由尾迹模型和桨叶二阶升力线模型结合,建立了一个适用于新型桨尖旋翼气动特性计算的分析方法,通过后掠、尖削桨尖旋翼气动特性以及桨叶叶尖涡几何形状的算例计算,表明:本文建立的计算方法是可靠的,可适用于实际的后掠、尖削等桨尖的气动特性计算。

为简化计算,本文的自由尾迹分析中忽略了脱体涡的影响,这是考虑到脱体涡强度比尾随涡要小得多,因而脱体涡对尾随涡畸变和桨叶载荷的影响也相对较小。尽管如此,为充分考虑桨叶和尾迹的非定常影响,脱体涡的作用将在模型改进中加以考虑。

下面再以尖削为例进行计算。尖削桨尖的桨叶载荷试验数据发表的很少,这里采用UH-1全尺寸旋翼,将其矩形桨尖改变为3:1的尖削桨尖(图5),通过矩形和尖削计算结果的对比,来分析尖削对旋翼气动特性的影响。

图6是对应二种不同桨距角 θ_i 的无量纲桨叶剖面拉力分布沿半径的变化曲线,实线和虚线分别是矩形和尖削桨尖的计算结果。可以看出,载荷的改变主要在尖部区域,而内侧变化很小。由于尖部面积的减小,尖削桨尖在桨叶尖部区域的载荷也减小。与矩形桨尖相比,尖削时载荷分布向内侧移动,因而更趋平滑。

对于前飞的新型桨尖旋翼,现有文献也很难找到可供对比的桨叶载荷试验结果,为表明本文方法在前飞中的应用,从尾迹角度加以检验。采用文献[13]中的矩形桨尖模型旋翼作为算例。该旋翼共有4片桨叶,半径0.825米,实度 σ 为0.0979。该文通过“Shadowgraphy”方法给出了低速前飞时旋翼桨尖涡的几何位置的详细试验结果。

图7是计算和试验的 $\psi = 0^\circ$ 方位桨叶的叶尖涡轴向和流向位移的一个典型对比结果($\mu = 0.075, C_T/\sigma = 0.008$)。由图可见,

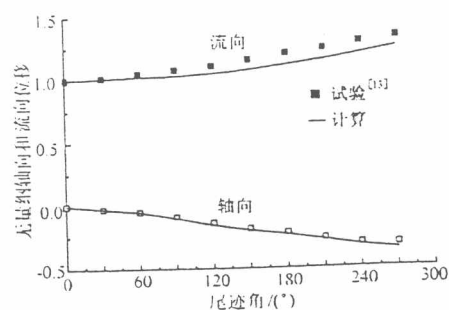


图7 前飞叶尖涡的轴向和

流向位移($\mu = 0.075$)

Fig. 7 Axial and streamwise displacements
of blade tip vortex for $\mu = 0.075$

参 考 文 献

- 1 Dessopper A, Lafon P, et al. Ten Years of Rotor Flow Studies at ONERA, *J. AHS*, 1989, 34(1): 34—41.
- 2 McVeigh M A, Mchugh F J. Recent Advances in Rotor Technology at Boeing Vertol, the 38th Annual Forum of the American Helicopter Society, Anaheim, USA, 1982, 5.
- 3 Stroub R H. Full—Scale Wind Test of a Modern Helicopter Main Rotor—Investigation of Tip Mach Number Effects and Comparisons of Four Tip Shapes, the 34th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, USA, 1978, 5.
- 4 Rand O, et al. A Lifting Line Theory for Curved Helicopter Blades in Hovering and Axial Flight, *J. AHS*, 1984, 29(3): 3—10.
- 5 Xu Guohua, Wang Shicun. Prediction of Aerodynamic Characteristics of the Helicopter Rotor with Anhedral Tip Shape, the 3rd Pacific International Conference on Aerospace Science and Technology, Xian, China, 1997, 9: 421—428.
- 6 Johnson W. Airloads and Wake Model for a Comprehensive Helicopter Analysis, *Vertica*, 1990, 14(3): 255—300.
- 7 Kocurek J D, et al. Hover Performance Methodology at Bell Helicopter Textron, the 36th Annual Forum of the American Helicopter Society, Washington, USA, 1980, 5.
- 8 Holten T V. On the Validity of Lifting Line Concepts in Rotor Analysis, *Vertica*, 1977, 1(4): 239—254.
- 9 徐国华,王适存. 前飞状态直升机旋翼的自由尾迹计算. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(6): 648—653.
- 10 Miller W O, et al. Direct Periodic Solutions of Rotor Free Wake Calculations, *J. AHS*, 1993, 38(2): 53—60.
- 11 Bagai A, Leishman J G. Rotor Free—Wake Modeling using a Pseudo—Implicit Technique—Including Comparisons with Experimental Data, *J. AHS*, 1995, 40(3): 29—41.
- 12 Lorber P F, et al. A Comprehensive Hover Test of the Airloads and Airflow of a Extensively Instrumented Model Helicopter Rotor, the 45th Annual Forum of American Helicopter Society, Boston, USA, 1989, 5: 281—295.
- 13 Leishman J G, Bagai A. Fundamental Studies of Rotor Wakes in Low Speed Forward Flight Using Wide—Field Shadowgraphy, AIAA—91—3232, 1991: 246—253.
- 14 Stepniewski W Z. Rotary Wing Aerodynamics. Dover Publications, 1983.

An Analytical Method for Predicting Aerodynamic Characteristics of the Rotor with a Swept Tip

Xu Guohua Wang Shicun

(Research Institute of Helicopter Technology

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Abstract A free wake model by enforcing a periodic boundary condition on the rotor wake is presented in the paper. Based on the wake model and the second—order lifting line theory, a new analytical method is emphatically developed to predict the aerodynamic behavior of the advanced rotor with a swept, tapered or swept—tapered tip shape. As examples, a comparison in hover with the experimental data on the UH—60A rotor with a swept tip is given, and the calculation on the blade section loading of a tapered—tip blade is made and compared with the result of a rectangular reference blade. In addition, the sample calculation on the tip vortex path in low—speed forward flight is also performed to validate further the method.

Key words blade tip shape; aerodynamic characteristics; helicopters; rotors; free wake

前飞状态直升机旋翼/机身非定常气动干扰的分析

南京航空航天大学直升机技术研究所 赵景根 徐国华 王适存

摘要

本文发展了一个计算旋翼/机身/尾迹间非定常气动干扰的分析方法。该方法是建立在二阶升力线/全展自由涡模型和机身面元模型的基础之上的。通过迭代机身在桨盘平面、尾迹定位点的诱导速度和旋翼/尾迹在机身表面的诱导速度,形成一个耦合的分析模型。在分析中计入了非定常项。作为算例,对几种机身表面的平均和非定常压强系数的分布进行了计算,通过与实验值的比较,表明了本文方法的可靠性。

1. 引言

直升机工作在复杂的、非定常涡流场里,在该流场中,旋翼产生的尾迹涡系占主导地位。在悬停和低速前飞时,由于尾迹涡系处于直升机附近,因此旋翼/尾迹和机身、尾桨、尾翼组件等部件间必然会产生相互干扰^[1]。其中,旋翼和机身间的气动干扰最为显著。它直接影响直升机的飞行性能、操纵品质、噪声特性和振动特性。特别是当代和下一代的直升机均朝着总体布局安排更紧凑、灵活性和机动性更高的方向发展,从而导致旋翼和机身间更强的气动干扰。因此,发展有效的分析方法来计算这些干扰效应具有非常重要的意义。

由于该问题的复杂性,目前CFD方法还不能有效的模拟旋翼/机身/尾迹间的气动干扰。因此,当前主要是采用势流假设,通过对桨叶空气动力学模型、旋翼尾迹模型、机身模型和涡面贴近干扰模型的恰当组合来开展研究。在这方面,Lorber and Egolf^[2], Clark and Maskew^[3], Mavris and Komerath^[4], Quackenbush and Bliss^[5], Crouse and Leishman^[6]等人已经进行了许多探索性的工作,但问题还远没有解决。

本文发展了一个新的分析方法来计算旋翼/机身间的非定常气动干扰效应。在该方法中,机身用面元模型来代替,旋翼及其尾迹用二阶升力线和全展自由涡来模拟。在计算机身表面的非定常压强系数时,加入了非定常项的影响。