

南京航空学院

学术论文摘要汇编

一九八六年

南京航空学院科研处

前 言

为庆祝我院建院35周年，促进学术交流，活跃学术思想，我们编辑出版了《南京航空学院学术论文摘要汇编（1986）》，供全院师生作资料参考。

几年来，我院在广泛的学术交流和研究工作方面，取得了很大成绩，对促进全院学术繁荣，推动教学科研的改革和发展，起了很好的作用。

1986年当中，全院在国内外共发表交流学术论文785篇，其中在国外刊物和国际学术会议上发表交流的论文39篇，全国性刊物及学术会议发表交流的论文250篇，部、委、地区性刊物及会议发表交流的论文208篇，南航科技报告270篇，专著8部，教材10部。

在编辑过程中，我们得到各系各单位领导和科研管理人员的大力支持，在此一并致谢。由于时间仓促，又是首次尝试，缺乏经验，遗漏、错误之处在所难免，希批评指正。

南京航空学院科研处

1987.7.

一 系

目 录

一系	(1)
二系	(17)
三系	(58)
四系	(89)
五系	(102)
六系	(132)
七系	(164)
八系	(175)
九系	(184)
十系	(194)
十一系	(220)
元人机所	(234)
科研处	(258)
实验室建设处	(262)
图书馆	(266)
医院	(271)
外语教研室	(279)
体育教研室	(281)
电教中心	(286)

Research on Active Suppression Technology for
Wing/Aileron Flutter

D.M.Zhu, Z.Q.Gu, M.H.Gan, Z.F.Chen, and W.P.Wang

朱德懋 顾仲权 甘明和 陈振藩 王卫平

In this paper investigation is made into the active suppression technology of wing/aileron flutter. The combination of analytical methods with experimental approach to establish mathematical models for servo-deroelastic systems, the use of sub-optimal output feedback control theory to synthesize control laws for Wing/aileron flutter, the ground and wind-tunnel experemental techniques of aeroelarttic systems are discussed.

(ICAS Proceedings, ICAS-86-4.8.3,)

全相干 多输入—多输出频响函数估计

李岳锋

本文在研究多输入—多输出 F R F 识别的基础上, 提出一种新的全相干多输入方法。它用一个激励信号源, 通过增益变换器分配给多个输入。在数据探集量、试验时间和识别精度上都比目前最为“先进”的随机多输入—多输出 F R F 识别技术要好, 硬件配制也较为简单。为我国的大型动力结构的动特性测试开辟了道路。

(《航空学报》1986 NO6
西安第一届振动工程国际会议交流)

扳翅式换热器的最优化技术

姜正良

本文概述了扳翅式换热器最优化设计的特点；选用重量为目标函数，芯体高度、翅片高度、隔板厚度、节距、流通高度等作为设计变量，试用随机试验法，罚函数法的优化方法分别进行优化设计计算，计算结果表明，目标函数不同，优化方法不同，设计变量不同其优化的重量目标不同，由算例说明了扳翅式换热器最优化设计的程序和效果。

(《石油化工设备》1986·NO 6)

航空制冷透平机参数优化设计

姜正良

本文说明了航空制冷透平机的特点，选用绝热效率 η_T 作为衡量经济性的最终目标，对径轴流长叶片叶轮采用轴对称二元流动分析方法，喷嘴环仍用一元流动分析方法的数学模型。采用喷嘴环、叶轮的结构参数作为设计变量进行优化设计，用罚函数的优化方法获得成功，将计算结果和原产品、传统的设计方法进行比较其优化效果是好的。

(《流体工程》1986·NO. 7)

离心式通风机几何参数的最佳选择

姜正良

本文采用以离心式通风机静压总效率作目标函数，选用罚函数调用无约束单纯形加速法的优化方法，对离心式通风机的结构参数进行优化设计，和传统的设计方法比较，静压总效率提高10%，全压效率提高7%左右，其结构尺寸有所减小，通过优化设计计算，证明效果良好。本文以算例给

出离心式通风机优化设计的程序。

(NHJB—86—3169)

飞机座舱电子式压力调节器

应文江

本文论述了三个方面的问题：气动式调节器存在问题与电子式调节器的发展前途；飞机座舱电子式压力调节器的现有技术状况；飞机座舱电子式压力调节器的发展动向及我们的科研成果。

气动式调节器存在的问题是：功能少，动态性能差，控制误差大，信号传送不便等。

座舱电子式压力调节器，现有电子气动式和电子电动式两种。本文论述了它的原理和技术现状。

目前，座舱电子式压力调节器的发展动向是：提高自动化程度，提高可靠性，研制战斗机座舱用的电子电动式压力调节器，应用微型计算机技术。

(《国际航空》1986年11期)

NHJB—86—3113)

飞机座舱压力的控制与测量

应文江

本文通过可控性分析和可观察性分析指出，现有的座舱压力控制系统不是状态完全可控制的，因而不是好的方法。本文提出一种新的控制测量方案，采用压力变化速率控制系统和压力测量系统。它是状态完全可控和状态完全可观察的。此外它还有另外两个优点，因而是一个好的方案。

(《南航学报》1986. NO. 3)

飞机隐身技术综述

杨景佐

本文是一篇综述性文章，共分三部分：第一部分结合一些典型的机种，综合叙述目前飞机隐身技术的水平和发展概况；第二部分概括介绍飞机隐身技术所包含的基本内容，重点是反雷达探测和反红外探测方面的主要课题；第三部分是对飞机隐身技术与飞机战术使用的关系和需要解决的主要问题进行了评述，涉及到电子对抗技术和反隐身技术等方面的一些问题。探讨了在我国如何进一步开展隐身技术的研究工作。

(NHJB—86—3070)

新机设计与隐身技术

杨景佐 余雄庆

本文主要论述隐身技术对飞机设计的影响。首先分析了下一代战斗机设计指标与隐身性能要求方面矛盾和统一的关系，着重探讨了如何将可行的隐身技术应用于现代战斗机设计和在采用了隐身技术后，如何进行飞机最优化设计的问题。文章对飞机外形隐身技术等方面与现代战斗机的总体设计、气动外形布局和飞机部件设计关系进行了分析。

(NHJB—86—3085)

对某型机的雷达目标特性估算和分析

余雄庆

飞行器隐身技术的主要措施之一就是减少其雷达散射截面，而飞行器外形与其雷达散射截面有十分密切的关系。因此，对飞行器的雷达散射截面进行估算和分析就显得十分重要。

本文是本科毕业论文的概括。只介绍计算某飞机雷达散射截面的思路和大致的计算过程。所编程序在我院IBM4341计算机上进行了计算，所得结果在数量级上是有意义的。并对计算结果作了简要的分析，提出了一些可能的飞机隐身外形。目的在于为飞机隐身外形的设计，提供一些有益的参考意见。

(NHJB—86—3087)

飞行器红外隐身技术初探

曹 名

本文就红外探测器的特性，飞行器的红外信息源，红外隐身技术在隐身技术中的地位。隐身技术与飞行器设计的关系以及隐身飞行器在作战应用中如何影响隐身技术指标的确定等问题提出看法以供红外隐身技术研究者参考。

(NHJB—86—3302)

振动控制

顾仲权

研究振动的主要目的在于控制振动，使振动满足预期的性能指标要求，它直接影响着各类结构和产品的性能。

本文阐述研究的几个主要方面：吸振，隔振，阻振，振动设计与修改，介绍其作用，发展与应用情况。每个方面涉及被动与主动控制技术。

本文重点综述振动主动控制技术，介绍该新技术的特点与优点，研究方法，国外目前的发展状况与应用前景。

(1986年10月本文还在杭州中国振动工程学会“振动在国民经济中的地位与作用”研讨会宣读过。

敏感性分析与结构故障诊断

王谓季 张阿舟

本文探讨了以敏感度分析为中心的敏感性理论。并用它分析了结构振动特性对故障的敏感性,提出了敏感区上结构故障诊断的两个新方法—参数变化诊断法和图象识别诊断法,并介绍了将方法用于悬臂梁的故障诊断结果。

(全国故障诊断和测试技术交流会

报告, 1986·10

NHJB—86—3275)

机械设备故障诊断技术综述

赵淳生

本文概述了机械设备(含结构)故障诊断的内容、对象和方法。文中列举了国内外机械设备故障诊断技术的开发情况以及对经济和社会带来的效益。文中特别强调在机械设备高度自动化的今天,大力开发和推广设备故障诊断技术的重要意义。最后作者提出了现阶段开发和应用故障诊断技术的一些建议。

(全国故障诊断和测试技术交流

会报告 1986·10)

动态有限元模型建立的逆方法

朱德懋 孙久厚

本文介绍一种用测量的特征对（归一化振型和固有频率）建立结构系统动态有限元模型的方法。有限元模型用质量和刚度参数表示，这些参数由正交条件和特征方程的加权欧氏范数极小值来确定。对不完全测量特征对条件下解的唯一性和不完全测点集的处理方法进行了讨论。文中给出的实例表明，这里提出的方法是可行的。

（《南航学报》 1986·NO. 4）

用试验固有模态参数建立动态有限元模型

孙久厚 朱德懋

本文介绍用试验测取的低价模态参数（固有频率和固有振型）建立结构系统动态有限元模型的方法。有限元模型用元素的质量参数和刚度参数来表示。这些参数用固有振型的正交性条件和特征方程的加权欧氏范数取极小值来确定。采用这种方法，归结为解线性代数方程，且待识别的结构参数远少于总质量矩阵和总刚度矩阵的元素数，计算简单。文中给出的实例表明，这些方法是可行的。

（NHJB—86—3247）

用试验复模态参数建立振动系统数学模型

孙久厚 朱德懋

本文介绍用试验测取的低价复模态参数（复频率和复振型）建立振动系统数学模型的方法。系统的质量矩阵、刚度矩阵和阻尼矩阵分别采用质

量参数、刚度参数和阻尼参数来表示。这些参数用状态空间内正交条件下和特征方程的加权欧氏范数取极小值来确定，并使其满足易于精确测量的总质量条件。采用这种方法，归结为解线性代数方程，且待识别的结构参数远少于质量、刚度、阻尼矩阵的元素数，计算较为简单。文中给出的算例表明，这种方法是可行的。

(N H J B—8 6—3 2 4 8)

悬停旋翼流场的实验研究

高正 郭林勇 孙均

本文介绍了新近完成的实验研究，给出了旋翼尾迹中速度三分量的分布，并将轴向诱导速度与理论计算值作了比较。指出在桨盘平面处理论值小于实测值，在桨尖区域二者差别更大；并指出应当计及空气的粘性，因为粘性对尾迹中气流速度的大小和分布影响很大。此外，给出了实测的桨尖涡运动轨迹。及其对速度分布的显著影响，同时讨论了改进经典涡流理论所应当考虑的几个方面。

(1986年中国航空学会直升机专业
委员会年会上宣读)

复合材料复合梁在大挠度下弯曲

与扭转耦合变形的有限元分析

徐明 徐桂祺

对于悬臂式层合梁这一类特殊的工程问题，本文建立了一套有别于层

合板、壳问题的有限元数学模型。在对大挠度问题进行分析的同时，本文着重研究了层合梁在两个方面的弯曲变形（ W 和 V ）与一个方向上的扭转变形（ Q_x ）的耦合关系；这种耦合关系的确定对于探床直升机桨叶的气动弹性稳定性问题是非常必要的。

（1986年中国航空学会直升机专业委员会年会上宣读）

M数缩尺法旋翼动力相似模型设计

张明珍

本文以延—2复合材料桨叶旋翼的颤振动力相似模型设计作为M数缩尺法设计旋翼动力相似模型的一次尝试，从颤振微分方程开始应用 π 定理得出相似准则数，根据模型设计的缩尺因子进行结构设计，以此摸索M数缩尺法动力相似模型设计在设计、制造及试验技术上的一些问题。结论如下：

- 1、桨叶部分基本上是实物的结构相似件；
- 2、桨毂部分按缩尺因子要求只需保证质量、刚度分布与实物相同，构造形式比实物简单——三统合一。
- 3、桨叶洛克数与实物几乎相等，满足准则数要求，
- 4、桨叶低阶固有振型及其频率与实物吻合很好（频率差0.2%）、高阶稍差（挥舞四阶频率与实物差7.2%）。

（1986年中国航空学会直升机专业委员会年会上宣读）

海豚直升机横向—航向稳定性及操纵性

陈秋铭

本文首先建立适合海豚直升机用的机体座标轴系，继而列出横向—航向扰动运动方程组，并作无因次化处理。其中悬停状态有关导数和航向静稳定导数、偏航运动阻尼，以及全部操纵导数，是经作者演绎和分析而建立的。其次，编制 FORTRAN 程序，在 IBM—4341 计算机上对海豚直升机的横向—航向稳定性及操纵性，按悬停及三个平飞速度状态作了计算。最后，对计算结果进行了讨论，结论是满意的。

(1986 年中国航空学会直升机专业委员会年会上宣读)

诱导速度分布和挥舞摆振耦合对旋翼气动导数和直升机稳定性的影响

许心钰 陈仁良

研究直升机的稳定性，旋翼力素的气动导致是关键。本文考虑并研究了旋翼诱导速度的一阶谐波分布和挥舞摆振弹性耦合因素对旋翼气动导数和动稳定性的影响。描述了王适存涡流理论诱导速度和环量封闭形式的特点所导出的诱导速度场在无铰旋翼直升机操纵性和稳定性中的应用。提出了诱导速度分布表达式和其余基本表达式。

本文对某典型直升机为例说明了诱速分布与挥舞耦合对旋翼气动导数对 μ 的变化，以 μ 为 0.2 情况与文献相比较。

(1986 年欧洲旋翼飞行器年会上交流)

航空环境控制系统的现状和发展

俞 勤芳

文中首先回顾和论述了航空环境控制系统的发展概况,包括简单式空气循环、三轮式空气循环和高压分水式空气循环系统,其中着重指出了:完善的 高压 分水式空气循环系统是当前国外环境控制系统的代表水平。其次指出了环控系统今后的发展趋向:对于民用客机主要是有再循环带三轮装置的高压分水系统,并逐步提高再循环流量。对于军用机发展趋向为闭式环境控制系统,它有三种可能方案:(1)闭式空气循环的环控系统,(2)闭式蒸发循环的环控系统,(3)闭式空气循环和蒸发循环的混合式环控系统。第三,文中还叙述了国内环控系统的现状和发展规划。最后,对国内环控系统在技术上和理论上的发展规划提出了几点建议。

(在院 1986 年学术报告会上交流)

歼教七座舱空调系统试验研究

朱学欧

歼教七座舱空调系统参考了样机的空调系统,采用了效率较高的涡轮冷却器 LQ—5 F 代替原来的 2323 涡轮(苏联编号)。

试验发现,该空调系统存在以下问题:1 前后舱流量分配不均,前舱流量占 80% 左右,后舱流量只占 20% 左右,另外舱左右分配不均;两系统制冷能力很小。在高、低空,系统制冷能力特别小,远小于座舱降温的需要。经空测表明,当场温为 35℃,低空大速度飞行时,后舱最高温度达到 62℃。

(歼教七空调系统论文会上宣读
1986 年)

热管换热器动态性能研究

康健 刘宏本 陈德雄

本文建立了逆流式热虹吸管换热器在进口温度发生变化的情况下从一种工况向另一种工况过渡过程的动态偏微分方程组,然后对其进行了差

分处理，用计算机求得了差分方程的数值解，并与相应的实验结果进行了比较。结果表明，本文建立的数学模型简单合理，能够反映动态问题的本质和特点，所采用的计算方法切实可行，计算结果与实验结果较为符合。

(全国暖通空调制冷1986年学术年会上交流，并收入论文集。)

平板肋片式换热器瞬态特性的研究

唐志泊 陈德雄 朱学欧

本文建立了平板肋片式换热器的数学模型，借助于有限差分原理对给定的STQ-1型两流程换热器进行了瞬态温度场的计算，用实验来验证了其数学模型的正确性。为了使数学模型简单化，本文定义了肋化比，体积孔隙率及面化率。计算和实验结果表明：热边出口温度随冷热边进口温度差值变大其分布变坏；热边单流程出口温度比二流程出口温度其不均匀性为坏；冷边出口温度随热边进口温度的瞬态响应比热边出口响应明显。

(全国高校第二届工程热物理会议论文集收录)

氟利昂制冷剂热力性质计算子程序

陈德雄 陈佩南

本文以现有文献上所提供的英制单位的氟利昂制冷剂热力性质方程式为依据，编制了以SI制或工程单位制输出的计算12种氟利昂制冷剂饱和状态和过热蒸汽热力性质的FORTRAN语言子程序。叙述了计算所依据的基本方程式及焓、熵等公式的推导过程。通过计算修正和补充了所缺的若干系数。在计算中解决了由英制单位转换为SI制的方程式系数换算问题，并设置了专门的迭代格式，使计算结果精度高，机时省，使用方便，可推广应用于制冷工程的设计计算。

(在八六年省制冷空调学术会议上宣读)