

1983年中国航空学会学术会议

# 论文摘要汇编

中国航空学会

一九八四年二月

## 前 言

一九八三年是中国航空学会进一步广泛深入开展学术活动的一年。全年共召开29个学术会议，总计收到1756篇论文，其中宣读了1248篇，参加活动总计约3200人次。这些学术活动的特点是：一、选题紧密结合实际，内容多是航空航天科研、生产、管理、教学、使用中的关键问题，针对性较强；二、规模以中、小型为主，利于同行间切磋琢磨，深入探讨，共同提高；三、各学会联合举办，体现了各学科间的交溶渗透，有助促进共同发展。正是基于以上几点，这些活动取得了明显效果，受到各方面的欢迎和支持。

学术会议论文是广大科技人员辛勤劳动的成果，是宝贵的精神财富和物质财富，我们应该十分珍视和有效地利用。限于条件，目前我们还无力集全部论文出版，只能在前两年编印出版《论文目录汇编》的基础上编印了这本《论文摘要汇编》，以求有所进步。当然这同需要相距很远，但是做为交流和存储信息的一个手段，把它奉献给航空航天科技战线上的同行们，或可有所裨益。由于水平有限、时间仓促、难免疏漏，诚望指正。

中国航空学会

一九八四年二月

# 目 录

## 空气动力学专业

1. 第二届跨音速流学术讨论会 (代号8307) ..... (1)
2. 飞机及其部件空气动力学学术讨论会 (代号8328) ..... (8)

## 飞行力学及飞行试验专业

1. 飞行器飞行力学学术交流会 (代号8322) ..... (14)
2. 试飞员试飞技术座谈会 (代号8304) ..... (22)

## 结构设计及强度专业

1. 计算机辅助飞机总体设计学术讨论会 (代号8325) ..... (24)
2. 飞机设计主动控制技术学术讨论会 (代号8325) ..... (24)
3. 应变疲劳学术讨论会 (代号8318) ..... (30)

## 材 料 专 业

1. 航空油料润滑材料学术交流会 (代号8317) ..... (34)
2. 航空锻压技术交流会 (代号8311) ..... (38)
3. 航空透明材料及工艺学术讨论会 (代号8326) ..... (43)

## 工 艺 专 业

1. 冲压与旋压技术在航空及民用方面应用技术讨论会 (代号8308) ..... (48)
2. 金属胶接学术会议 (代号8301) ..... (55)
3. 航空工艺振动测量学术交流会 (代号8319) ..... (64)

## 动 力 专 业

1. 第二届发动机结构强度振动学术交流会 (代号8302) ..... (70)
2. 中国航空学会动力专业年会 (代号8314) ..... (83)

1. 雷达与制导学术交流会 (代号8310) ..... (93)
2. 第三届遥感技术学术交流会 (代号8321) ..... (106)

### 自动控制专业

1. 航空电气工程学术交流会 (代号8309) ..... (124)
2. 第四届全国系统仿真技术交流会 (代号8320) ..... (130)
3. 惯性器件模型识别、捷联系统学术讨论会 (代号8316) ..... (140)
4. 航空液压气动学术交流会 (代号8324) ..... (144)

### 人体工程、航医、救生专业

1. 航空人一机工效学术讨论会 (代号8305) ..... (151)

### 航空维修工程专业

1. 航空电气、电子维修技术交流会 (代号8306) ..... (158)
2. 航空维修检测技术讨论会 (代号8327) ..... (164)
3. 航空发动机维修性及可靠性学术交流会 (代号8329) ..... (167)

### 管理科学专业

1. 经营计划管理学术讨论会 (代号8313) ..... (171)
2. 飞机研制程序学术交流会 (代号8315) ..... (176)
3. 航空发动机研制程序研讨会 (代号8314) ..... (180)

### 复合材料专业

1. 复合材料学术会议 (代号8323) ..... (186)

# 空气动力学专业

## 第二届跨音速流学术讨论会

(代号8307)

1983年5月于南京召开

中国航空学会、中国宇航学会、中国气动研究会联合召开

8307001

跨音速流插值混合差分计算的唯一性、收敛性的数值计算

黎国庆 张金爱 凌鹤鹤 航空工业部603所  
本文介绍插值混合差分法计算的唯一性、收敛性数值试验,证实用这一方法计算跨音速混合流场的结果是唯一的。选择适当的迭代计算格式,其解是收敛的。

8307002

跨音速精确势流混合差分杂交法

张金爱 黎国庆 凌鹤鹤 航空工业部603所

本文在直角坐标系中,应用混合差分杂交法求解跨音速精确势流方程。边界附近用插值混合差分格式,流场内点用旋转差分格式。边界附近用点松弛求解,流场内点用点松弛或线松弛求解。计算表明,流场内点采用点松弛求解时,迭代计算不稳定;采用线松弛求解时,迭代计算稳定,每次迭代时间与插值混合差分法相当,收敛速度却增快六倍。

8307003

20°锥柱体有攻角跨音速流动的混合有限差分计算

韩光维

北京空气动力研究所

在切向圆柱坐标系中,对于有攻角的20°锥柱体跨音速流动,用全位势方程、旋转差分格式,做了数值计算。得到来流马赫数 $M_\infty = 0.6, 0.8, 0.9$ 。 $\alpha = 0^\circ \sim 4^\circ$ 时的物面压力分布和气动系数。结果表明,数据是合理的。

8307004

三元跨音速流有限差分计算中的某些问题

陈铁民

北京空气动力研究所

本文从三元跨音速小扰动方程出发,用混合有限差分松弛迭代法计算了具有平直机翼的简单翼身组合体。计算中采用不同的计算区域及松弛因子,以研究它们的作用。结果表明,扩大计算区域能使小扰动方程的适用范围有所增大;在收敛条件下,亚音速松弛因子取1.9,能提高计算的收敛速度和计算精度。

8307005

修正的跨音速小扰动方程以及与其相容的激波方程

王兆千

航空工业部六〇一所

修正跨音速小扰动方程在国外已得到广泛的应用和发展,它的优越性已得到证实。本文在简短地叙述它的导出过程后,将着重给出与其相容的激波方程,并与精确激波

方程以及跨音速小扰动方程相容的激波方程的极曲线做了比较。

8307006

二元翼型修正的跨音速定常小扰动速势方程差分法计算

沃金泰 航空工业部 601 所  
根据美国格鲁门公司推荐的方法, 采用修正小扰动速势方程、旋转差分格式, 计算了二元翼型。本文提供了已经完成的亚临界状态下的若干算例。

8307007

后掠机翼跨音速绕流的二级近似方法

沈克扬 上海 640 所  
本文把二维流中的跨音速小扰动势流中的二级近似方法推广到三维后掠机翼的跨音速绕流, 考虑了适用于机翼钝前缘的近似边界条件和前缘速势方程。采用 Jameson 格式将基本方程离散化。在整个计算空间中布置稀网, 在机翼附近布置密网, 进行稀密网的交替迭代。对 ONERA M6 机翼超临界无激波和有激波情况的计算表明, 二级近似方法的解与全速势理论的解和风洞试验符合良好。

8307008

旋转体边界条件的简化处理

罗时钧 西北工业大学  
本文根据细长体理论建立旋转体物面边界条件的转移公式和物面速度的插值公式, 适用于组合体中的旋转体部件, 以简化流场的数值计算。

8307009

中心锥式进气道跨音速内外流场的混合差分计算

罗时钧 沈慧俐 纪名刚 邢宗文  
西北工业大学

董松野 韩爱清 航天工业部三院三十一所  
本文所用的方法是, 从纵向大扰动势流方程出发, 采用简单的混合差分格式, 用方向导数法嵌入精确的物面边界条件, 从零初场, 或以状态相近的已知解, 或以一元等熵流的解作内流初场, 用分区多层低松弛迭代求解所得的差分方程, 而后作精确势流修正。计算得出的流场中速度、压力系数分布以及激波位置和形状, 与试验结果符合良好。

8307010

正交流线坐标系中计算二维跨音速流的流线迭代法

陈瑜 气动力研究与发展中心六所  
本文提出了流线迭代法, 用以实现正交流线坐标系中的二维定常无粘气体动力学方程组的数值求解。基本做法是: 从物面起对流场远边界逐条流线地求出流动速度值并同时求下一条流线的形状, 按此方式对全流场进行迭代。迭代收敛性很好。用本文方法计算了零攻角时的钝头翼型, 结果与其他方法结果相比是令人满意的。

8307011

空速管跨音速流场

吴应湘 林同驷 中国科学院力学研究所  
本文取不可压缩流动的等位线和流线为正交曲线坐标系, 从精确的运动方程和边界条件出发, 通过适当的坐标变换, 把物理上的无限域映射到矩形域内进行求解, 采用有限差分方法计算了空速管安装在翼型前部时跨音速范围的流动情况, 得到了较好结果, 为了解空速管跨音速流场的性质和空速管设计等提供了参考。

8307012

变参数的型变分裂法

罗世凤 中国科学院计算中心

本文利用近似分析法,在亚音速区与超音速区选用了不同的时间相关方程。在亚音速区的时间相关方程,近似分解后,得出AF1法。在超音速区的时间相关方程,近似分解后,得出AF2法。两者结合发挥了各自的特点,得到了一个合理的跨音速定常小扰动方程的计算方法。算例表明,变参数的型变分裂法是一个快速可靠的计算方法。

8307013

任意翼型跨音速绕流守恒全速势方程的快速有限差分法

黄明恪

南京航空学院

本文提供了工程实用的求解任意翼型跨音速绕流的快速、准确、可靠的数值计算方法。方法是先将翼型外部区域保角转绘到单位圆内,为了加速这一过程,我们采用了FFT技术。在单位圆内用有限差分法解变换后的守恒的精确全速势方程,并满足精确的物面边界条件。由于本文在单位圆内引进了径向变换,避免使用扰动速势,又用人工压缩性方法引进超音速区的人工粘性,因此主管方程有最简单的形式。为了加速松弛迭代的收敛过程,采用了AF2迭代格式。对典型翼型的计算表明,本文结果与HOIST方法的结果完全一致。

8307014

跨音速流中振荡翼型上气动载荷低频算法的改进

卢惠民 张建柏 气动力研究与发展中心六所  
我们根据AIAA Paper79-1553,对求解二元低频非定常跨音速小扰动速度势方程的交替方向隐式有限差分算法中的边界条件及压力系数表达式加进了适当的非定常项,对微分方程的非线性项稍加修正,计算跨音速流中振荡翼型上的气动载荷。通过对 $K=0.8$ 的俯仰振荡平板的初步计算表明,

改进后的方法就减缩频率而言,可用范围有明显扩大。

8307015

跨音速无激波翼型设计的进一步研究

李凤萱

气动力研究与发展中心六所

本文在采用“虚拟气体法”设计无激波翼型方法的基础上,对无激波翼型设计作了进一步研究。采用不同的“虚拟”流动方程,对同一翼型进行修改设计,可以得到一系列不同的修改设计形状。设计计算过程表明,当计算中出现一族特征线自身相交,产生一条包络线——极限线时,就不能产生修改设计所要求的新的物面形状。因此翼型的修改设计并不能保证在任何给定条件下都能得到无激波翼型解。

8307016

细长飞行器的跨音速零升波阻的差分计算程序及应用

李秀英 罗时钧 包芸 西北工业大学

本文应用已编制的细长旋转体的跨音速零升波阻的计算机程序,计算几个真实型号;三个飞机型号,两个付油箱和一个风速管。差分计算结果与已有的风洞实验结果尚符合。附录给出程序使用说明。

8307017

跨音速差分法在飞机纵向气动布局初步设计中的应用

张道政 葛林

洪都机械厂

本文从如何满足纵向静安定度和焦点变化的要求出发,依据焦点定义公式和跨音速有限差分法(全机组合体状态)计算的 $C_y$ 、 $m_z$ 的结果,建立起相互间的关系,并且提出了调整参数法和网格位移法,用于飞机气动布局初步设计中,算例初步表明此法可用于工程设计。

8307018

## 二元跨音速喷管流动

浦 群 林同驥 中国科学院力学研究所

我们采用流线摄动法,以相应的不可压流线和等势线为曲线坐标求解拉伐尔喷管中的亚、跨音速流动。对不同形状参数(收缩比 $n_1$ ,扩张比 $n_2$ ,喉部壁面曲率半径 $R$ )和不同流动参数 $K$ 的喷管在 $r=2$ 下进行了计算,得到了亚音速和跨音速流场的等马赫数线,分析了上述参数对马赫数分布、音速线的形状和位置以及超音速泡的大小和形状的影响。对在最大质量流量下数学上得到的两种流动类型的转变进行了详细的比较,从而说明为什么实际上出现的是从亚音速到超音速的流动转变。

8307019

## 任意的二元细长喷管中有激波的无粘性可压缩流动

林超强

西北工业大学

沈申甫

美国康乃尔大学

本文提出了任意的二元细长喷管中有激波的无粘性可压缩流动问题的一种渐近展开的理论。激波前的流动假设为势流,激波后的流动作为有旋流动考虑。用衡量喷管细长程度的小参数作为渐近展开的参数。本文的分析表明,除了紧挨在激波后的一小区域外,激波前和激波下游的流场,所有的流线都近似地和喷管壁的形状仿射相似,而且沿截面方向的压力变化也主要地取决于当地的管壁形状。对紧挨在激波后的那一部分流场,压力场是由激波后由激波条件确定的压力分布逐渐地过渡到下游的由当地管壁形状所确定的压力分布。本文结果包括了激波与管壁相交处的流场奇异性。求出了流场不存在奇异性的临界激波位置。

8307020

## 连续跨音速流的扰动解

管楚淦

中国科学院数学研究所

我们在这里证明了在某些情况下,即未扰动流的音速线满足一定的条件时,边界的扰动将使音速线变为一个弱击波,这说明虽然跨音速流动光滑解是孤立的,但在某些情况下光滑解邻近确实存在带弱激波的扰动解。击波强度是和扰动量同阶。

8307021

## 关于平面跨音叶栅进口边界条件的数值处理

张耀科

中国科学院计算中心

沈孟育

清华大学

对于用时间推进法求解平面叶栅跨音绕流问题,进口速度为亚音的条件下,我们提出三种进口条件的提法:①规定总压 $P_0$ 、总温 $T_0$ 、进行马赫数 $M_1$ ;②规定总压 $P_0$ 、总温 $T_0$ 、进气角 $\beta_1$ ;③规定总压 $P_0$ 、总温 $T_0$ 、进气的Y向分速 $V_1$ 。数值试验表明:三种进口条件都是正确的。

8307022

## 跨音速涡轮叶栅设计与数值试验

赵玉琦 詹廷雄 肖宏恩 郑建辉 航空工业部608所

本文介绍了跨音速大负荷涡轮叶栅造型、气动设计计算的一种方法。进行了数值计算试验,并概述了跨音叶栅设计的指导思想。所形成的设计计算方法已成为“涡轮叶片一体化CAD系统”的核心环节。

8307023

## 跨音叶栅反问题的算法及优化考虑

龚增锦

中国科学院计算中心

邹滋祥

工程热物理所

本文在 $(\psi, \varphi)$ 坐标系下,求解混合型势流方程,对给定的最佳速度分布,求出叶栅外形。最佳速度分布是基于不可压流动

转换的可压流动参量。然后通过阻尼最小二乘法的优化方式,获得合理的叶栅。本文提出的反问题叶栅优化,处于探索阶段,本工作仅是一个未完的尝试。

8307024

#### 可压缩轴对称湍流附面层计算

鄂 秦

西北工业大学

本文使用湍流松弛速度型方程,在计算中考虑了横向曲度等对细长旋成体附面层结构的明显影响。计算以Winter等人测量的细腰旋成体为算例,对不同马赫数时的附面层参数的计算结果均与测量值吻合良好。

8307025

#### 绕翼型的跨音速紊流分离流动计算

曹起鹏 章伯其

南京航空学院

本文讨论了以MacCormack二阶显示差分法为基础的求解二维雷诺平均可压缩 Navier-Stokes 方程的各种方案。采用了计算时间最少的方案,即对已发表的应用于平板问题的 MacCormack 改进方法加以修改,应用于绕机翼的跨音速二维紊流分离流动,采用代数紊流模型进行了计算,对取得的结果进行了分析。

8307026

#### 跨音速翼型阻力计算

何 樵

西北工业大学

本文阐述了一种计算跨音速翼型阻力和压力分布的方法。方法是联合使用Carlson法和Murphy法。Carlson法是求解二维无粘全速势方程,Murphy法是求解二维可压紊流附面层微分方程组。按实际情况,附面层可划分为层流区、转捩区和紊流区分别计算,转捩形式也可取自由转捩或固定转捩。计算结果与实验结果比较表明:本方法在弱冲波无分离条件下,阻力和压力分

布计算具有较好的精确度,有一定的工程实用价值。

8307027

#### 跨音速谐振升力面的面元法

庄礼贤 童秉纲

中国科技大学

李显霖

航天部五院计算站

本文从非定常跨音速流动的小扰动速度势线化变系数方程出发,采用局部线化假定,直接导出了跨音速谐振升力面的下洗积分方程,并讨论了亚临界流动中核函数的近似计算方法。用本方法对亚临界流进行了初步计算。本文尚未及提供完整的算例,仅简略提到了试算提到的某些初步结果。

8307028

#### 跨音速流中的一种边界元素技术

杨岍生

南京航空学院

本文对全速位方程利用带权余数法直接求得适用于跨音速的边界积分方程,将三维问题简化为二维问题来处理。这样当我们用GaLerkin有限元配置点法对该积分方程求解时,只需在翼面上划分元素而不需在全流场内划分元素,从而将大大降低计算机时间和对计算机容量的要求。

8307029

#### 用有限元素法求解跨音速流线坐标下EuLe方程

郭 凡 中国气动力研究与发展中心六所

本文从Euler方程出发,引入了流线坐标变换,用最小平方逼近有限元法进行离散,进行数值计算。二组算例表明,本方法计算跨音速阻力翼型可行,但还存在一些问题需要深入研究。

8307030

#### 跨音速单支点半柔壁喷管的设计与流场校测结果

帅培仁 张万方 航空工业部 627 研究所

该文介绍了利用Rosen方法设计了FL—7风洞单支点半柔壁喷管,使该风洞在原动力不变情况下,获得了马赫数0.4~1.5流场品质较好的跨音速流场。流场校测结果表明:利用单支点半柔壁喷管建立跨音速流场,可降低动力消耗,并能使喷管出口加速区缩短,有利于改善流场品质。

8307031

0.3×0.3米<sup>2</sup>三音速风洞的跨音速特性

王金声 武文康

西北工业大学

本文主要介绍西北工业大学第三研究室,一座小型暂冲式三音速风洞的特点和跨音速流场校测的结果。并以气动补偿空速管和旋成体大迎角两项跨音速风洞实验结果为例,说明该风洞进行跨音速实验的综合情况。

8307032

变开闭比实验段流场初步研究

付维军

航空工业部 627 研究所

本文介绍了FL—7风洞改造后流场校测结果。由于采用单支点半柔壁喷管与四壁可变的实验段,该风洞具有较好的流场性能。文内着重介绍了四壁孔壁开闭比壁板的流场特性,同时对比了其他壁板状态下的实验结果。

8307033

跨音速风洞四壁可变开闭比斜孔壁洞壁干扰与消波特性的实验研究

陈永魁

航空工业部627研究所

该文介绍了FL—7风洞四壁可变开闭比斜孔壁在不同开闭比情况下,在马赫数0.7~1.5范围内“B”标模测力结果,20°锥角的锥柱体测压结果与NACA0012翼型的测压结果。

8307034

不同堵塞比的20°锥柱体在变开闭比风洞中

的跨音速试验研究

董梅娃 黄奕裔

南京航空学院

为了研究跨音速洞壁干扰,1981年11月~1982年5月在NH—1风洞跨音速变开闭比壁板试验段里做了不同堵塞比的20°锥柱体的测压试验。

试验结果表明,在亚音速范围内,堵塞比的影响很小,在跨音速范围,堵塞比增加,洞壁干扰加大,选用适当的开闭比可以减少干扰,堵塞比相当大时,要用大开闭比。堵塞比对驻室马赫数分布影响明显,参考点位置应选在其压力随模型大小而变动最小处。

8307035

跨音速风洞变开闭比试验的某些问题

黄奕裔 程朴人

南京航空学院

本文根据变开闭比斜孔壁试验段的特点和实验结果,提出跨音速风洞变开闭比斜孔壁在校测和使用中,值得重视的一些问题,如试验段壁板最佳工作参数的综合调试,参考点指标马赫数的选取与修正,开闭比选取的原则等。当试验段处于最佳工作状态下,能够明显地改善洞壁干扰,提高风洞实验数据精确度和可靠性。

8307036

跨音速下圆球脱体激波

郑之初

中国科学院力学研究所

在弹道靶实验的基础上,综合分析了影响激波形状的各个参量以及目前所能搜集到的各种结果,从而在 $1 < M_\infty < 4$ 范围内给出了比较真实地反映圆球脱体激波形状的简单公式。

8307037

跨音速洞壁干扰对翼型实验影响的实验研究

荣柏森 黄奕裔

南京航空学院

在南航NH-1三音速风洞进行了NACA0012翼型跨音速风洞实验,讨论了洞壁开闭比和模型尺寸对驻室参考点静压、翼型表面压力分布的影响。结果表明,开闭比和模型尺寸对驻室静压有明显的影响,开闭比对翼型表面压力分布有很大影响。在 $\alpha=0^\circ$ 时,超临界流动条件下,开闭比从6变到0.5,翼型上表面激波位置向后移动范围达20%弦长,开闭比为4时,翼型接近于无堵塞干扰。当 $\alpha=1^\circ$ 和 $M_\infty=0.759$ 时,消除洞壁干扰的最佳开闭比为4。

8307038

跨音速翼型风洞试验中的侧壁影响和侧壁抽气的作用

张乐惠 杨 冶 苏耀西 西北工业大学  
本文是对西工大翼型风洞侧壁抽气实验的初步分析。侧壁抽吸对于翼型试验中克服侧壁附面层分离,消除侧壁的强干扰影响是一种有效方法。为了达到正常的抽气效果,应该满足二个要求:1. 侧壁腔压力低于翼型表面最低压力,2. 有足够的抽气量,并在满足条件下尽量取最小值。本文结果表明,侧壁抽气对消除侧壁干扰有明显的效果,但是抽气对流动和实验结果的影响还需要进一步的研究。

8307039

二元翼型实验技术研究

史新昌 关瑞章 中国气动力研究与发展中心二所  
采用NACA0012翼型和DSMA523超临界翼型,测压结果和尾迹动量损失测阻结果与资料值均有较好的一致性。变雷诺数实验结果表明,随雷诺数增加,翼面激波位置发生明显变化。  
DSMA523翼型,变粗糙带位置实验结果看出,在粗糙带附近产生一束复杂的附加激波,对翼型压力分布和翼面激波位置有较

明显的影响,起到改变有效雷诺数的作用。在测压的同时,还进行了二元彩色纹影照象,从中可清楚看到激波生成、发展和移动过程,以及激波与附面层干扰诱导附面层分离等流动现象。

8307040

自修正风洞(自适应通气壁)

何必源

西北工业大学

本文介绍了国外自适应通气壁风洞研究工作的进展情况,并指出现存的一些有待解决问题。

8307041

跨音速柔壁自流线型试验段风洞

贺家驹

西北工业大学

本文介绍了国外柔壁自流线型风洞研究工作的进展情况。

8307042

自修正风洞的分析论证

左培初

西北工业大学

本文简要介绍国外在自修正风洞理论研究方面的一些结果,指出了有待更深入研究的问题。

8307043

两个控制面的跨音速零升力对称翼型自修正风洞的收敛性

刘学定

西北工业大学

本文用有限差分法数值模拟计算研究二个控制面的二元自修正风洞的收敛性。基本方程采用纵向大扰动速势方程。洞壁到风洞中心的高度假定为 $1.5C$ ,近壁和远壁控制面到风洞中心的高度分别取为 $1.2C$ 和 $0.9C$ ( $C$ 为翼型弦长)。对NACA 0012翼型, $M_\infty=0.9$ ,RAE104翼型, $M_\infty=0.8$ ,在迎角为零时,结果均收敛到无干扰条件。为了给自修正风洞的计算结果提供理想的无洞壁干扰的比较标准,本文对自由流的情

况也进行了相应的计算。同时讨论了迭代方法对收敛性的影响。

8307044

300×300mm<sup>2</sup>风洞跨音速实验总体设计

马树义

华东工程学院

本文系统地叙述了跨音速实验时各个部件的技术数据。详细地介绍了从气源、阀门到风洞出口的结构设计和气动设计。最后介绍了跨音速实验和超音速实验的协调问题。

## 飞机及其部件空气动力学学术讨论会

(代号8328)

1983年11月于昆明召开

8328001

前掠翼气动布局及低速纵向实验分析

叶伟梁 肖人熙 郭小良 南京航空学院

本文根据某型飞机前掠翼气动布局所做的低速实验表明,前掠翼有较好的失速特性,近距耦合的鸭翼对改善前掠翼翼根气流分离有显著效果,合适的翼根填块可提高翼面最大升阻比,用等值面涡法对翼面所作的载荷计算与实验值较吻合,计算表明前掠翼比后掠翼更接近椭圆载荷分布,使用跨超音速面积律程序计算表明,前掠翼组合体可显著减小零升波阻。

8328002

双喷后体推阻测量实验研究

王魁友

航空工业部六二六研究所

通过本实验研究,初步澄清了飞机喷流出口沿轴向的位置变化以及两股喷流之间的干扰对后体推阻特性带来的影响。本文给出了二种形式的飞机后体模型喷流推阻测量实验结果,并对结果作了简要分析。实验结果表明,亚、跨音速时,两股喷流间不带整流体的飞机后体具有最好的推阻特性;超音速时,两股喷流间带有不太大的整流体的飞机后体具有最好的推阻特性。喷流产生的推力与喷流出口落压比呈线性关系,而与喷口沿轴向位置变化无关,即

三种后体在相同实验条件下产生的推力相同。

8328003

J-6飞机模型的气动导数——高速风洞实验综合分析结果

姜作周 柏步平 航空工业部第六二六研究所

本文主要是给出J-6飞机模型在FL-1高速风洞中二十年间多期实验的综合结果。通过对各期实验结果的对比与综合分析,筛选出比较理想的实验值。将其与资料值进行比较,令人满意。特别是升力特性,不但规律趋势完全一致,而且数值吻合极好。实验M数为0.6~1.79;基于平均空气动力弦长的雷诺数为 $(1.5\sim 2.5)\times 10^6$ ;力矩参考点取于 $\bar{X}_T=0.38$

8328004

在跨音速风洞中机翼抖振边界的测量

张军钧 胡秉科 航空工业部第六二六研究所

本文介绍用后缘压力发散法,翼根弯矩法和翼尖加速度计法测量同一飞机模型机翼的抖振边界。实验M数为0.6~1.2。实验攻角为 $0^\circ\sim 16^\circ$ 。以机翼平均气动弦长为参考长度的Re开A半模型为 $(1.6\sim 3.4)\times 10^6$ ;歼B半模型为 $(2.1\sim 4.1)\times 10^6$ 。模型表面附面层为固定转捩。

8328005

可压缩紊流附面层渗混方法力学模型的改进  
包涵龄 四川省安县 89956 部队 26 分队

本文给出了二维可压紊流附面层的一种改进渗混算法。当翼面上有强逆压梯度, 特别是有激波存在时, 考虑激波区的压力迟滞效应, 仍能获得较满意的计算结果。六种翼型附面层的考例表明, 本方法的精度能同好的微分型方法相比拟, 而且计算特别简捷快速, 因而值得在粘流与非粘流迭代中应用。本方法的力学模型目前已被移植到机翼三维紊流附面层的计算中。

8328006

前掠翼和后掠翼翼一身组合体低速气动力特性对比实验研究

黄伟 四川安县 89951 部队 101 室

本文给出了一对展弦比均为 4, 根梢比均为 2.5, 1/4 弦线掠角分别为  $-32^\circ$  和  $+32^\circ$ , 机翼面积相等的前、后掠翼纵向和横向气动特性的风洞实验结果, 同时进行了对比分析。上述机翼分别加面积比和前缘后掠角相等的边条也做了实验。为了帮助对测力结果的分析, 还做了一些表面油流实验。

纵向实验攻角范围  $\alpha = -4^\circ \sim 40^\circ$ , 横侧实验在  $\alpha = 5^\circ$  和  $20^\circ$  时, 侧滑角范围  $\beta = -16^\circ \sim +16^\circ$ 。

8328007

翼刀选择及其对气动特性影响的试验研究

陈锋 四川安县 89951 部队 103 室

本文在后掠翼飞机模型低速风洞试验的基础上, 简述了翼刀选择及其对不同布局后掠翼飞机气动特性的影响, 着重讨论了翼刀在机翼表面展向位置; 翼刀的形状、长度、高度; 翼刀的组合等对不同布局后掠翼飞机纵向安定性的影响。说明了翼刀在机翼表面展向安装位置选择的重要性。

8328008

$\times \times \times$  飞机带外挂物阻力系数增量的试验研究

何佩娟 四川安县 89951 部队 23 分队

本文给出了  $\times \times \times$  型飞机外挂物阻力系数增量低速风洞试验研究的有关试验结果。对全机 (去立尾) 加外挂物相对全机 (去立尾) 时的阻力系数增量  $\Delta C_x$  随迎角的变化规律问题做了说明与讨论。并把在不同的试验方法和不同的数据处理方法下获得的试验结果进行了比较。

8328009

粘性跨音速翼型绕流的计算

陈作斌 中国气动研究与发展中心

本文给出了粘性跨音速翼型绕流的一种计算方法。流场分为粘性区与无粘区, 完整的跨音速流场可通过有粘流及无粘流场相互干扰计算而获得。无粘流场用全速势方程模拟。有粘部分放弃了经典的附面层近似, 考虑了法向压力梯度的影响, 实际精度与时间平均的 N-S 方程解相当, 但计算时间却与经典的附面层计算相当。

8328010

MSD 方程的计算

罗世凤 中国科学院计算中心

根据 KruPP 方法, 修正了古典小扰动方程, 得到 MSD (Modified Small-Disturbance) 方程。本文详细介绍了 MSD 方程。指数  $m = 1.75$ 。使用变参数型变分裂法进行计算。计算了 NACA0012 翼型,  $M_p = 0.8$ ,  $\alpha_A = 10$  等三个例子。并与古典小扰动方程的结果进行了比较。可看出 MSD 方程的结果比较好。使用 MSD 方程是可行的, 结果也是比较好的。

8328011

旋转旋成体空气动力特性研究进展

吳甲生

北京工业学院

本文介绍了国外在旋转旋成体气动特性研究方面工作的进展,包括理论(解析法、数值法)及实验两个方面。另外介绍了我们的工作,包括(1)旋转旋成体风洞测力实验技术;(2) $\times \times$ 弹身的实验结果( $M=0.4 \sim 0.8$ ,  $\alpha = -4^\circ \sim 10^\circ$ ,  $Re = (10 \sim 18) \times 10^6$ ,  $\bar{w} = 0.15 \sim 0.49$ );(3)BS-7基本旋转模型的实验结果( $M=0.52 \sim 1.15$ ,  $\alpha = -4^\circ \sim 10^\circ$ ,  $Re = (5.2 \sim 9.0) \times 10^6$ ,  $\bar{w} = 0.14 \sim 0.30$ )。

8328012

鲨鱼头对细长旋转体低速大迎角空气动力特性的影响

巫泽等

西北工业大学

文中给出四个不同头部形状前体和圆柱组合体大迎角空气动力特性的低速实验研究结果。具有园截面和椭圆截面的钝头体,大迎角时的不对称力和力矩要比尖头的正切尖楔体的小得多。对于椭圆截面前体,平放时有较小的侧力和偏航力矩。垂直放置时,不对称力和力矩大大增加。用光电数字测涡器测得的旋涡特性与测力结果相符合。

8328013

在大迎角下细长旋转体尾涡特性的低速实验研究

于欣芝 王达选 薛永立 西北工业大学  
赫连惠政 肖荣端 张青棣 航空工业部六

二七研究所

本实验采用光电数字测涡,彩色图示法、萤光微丝法、表面油流法等几种形象观测法对比,对尖头细长旋转体在有迎角的气流中背风区的流场旋度分布,总压分布等旋涡特性进行了观测;并对模型的受力状态进行了分析。

实验观测到了四种典型的流动状态。并观测

到了一次分离线,重新附着线,二次分离线,二次分离涡,螺节点,脱体涡等旋涡分离特性。

8328014

空气动力学的现状和展望

吳介之 姚民棠 计秀敏 航空工业部628所  
本文评述当代飞机空气动力学的现状,并对本世纪末的发展水平作了展望。文中分析了当代空气动力学因脱体涡流型的诞生而出现的思想设计的革命和因计算空气动力学的发展而导致的设计方法的革命,概述了当代空气动力学的主要特点;提出了当前和将来的基础研究关键课题;叙述了两大基本建设(地面实验设施和数值计算手段)的现状和前景。

8328015

低速大迎角下细长体空间离体涡系的实验研究

吳根兴 汪子兴 田世忠 南航空学院  
本文应用萤光微丝技术,在低速风洞中,比较详细地研究了无侧滑条件下四种不同形状细长体背风区涡系空间轨迹随迎角的变化规律,总结了涡系发展的共性及各自的特点。对其中尖头旋转体在对称与不对称涡系两种状态下,测定了涡核中心轴向速度,以及使用萤光微丝技术测定了涡环量沿其轨迹的变化。从而对细长体大迎角时不对称涡系的模型以及涡系之间互相干扰有了一定的认识。本文还研究了外界扰动对离体涡系的影响。

8328016

超音速、高超音速有攻角三元薄翼非定常二次理论及其应用

錢福星 何龙道 韩延良 中国科学院力学所  
本文是在超音速非定常三维线性解的基础

上, 用高马赫数近似的局部二维结果计及初始攻角和厚度的非线性效应, 具体处理了超音速前缘有攻角三角翼的非定常问题。为了考虑初始攻角效应, 本报告分别用非线性压力法和参考来流参数法作了计算。本方法可适于马赫数 2~8, 折合频率可达至 1 左右, 较精确地估计初始攻角和厚度的非线性效应。

8328017

超音速机翼动导数改进的激波-膨胀波解法

姜俊成 钱福星

中国科学院力学所

本文把解定常超音速绕流的简便方法, 激波-膨胀波解法扩展到求低频非定常动导数问题中。先找出气流参数与气流转折角的关系, 把作小振幅振动翼物面上各点各瞬时物面相对来流的转角代入压力系数表示式, 从而求得非定常压力系数。在条带理论的假设下对全翼面积分, 从而求得所需动导数和静导数。

8328018

衿翼展向吹气的实验研究

田学诗 李祥瑞 赵金城 航空工业部六二七研究所

本文介绍了一三角翼飞机模型在同一风洞两种吹气技术(衿翼展向吹气和吹气衿翼)的对比实验研究。发现在衿翼上展向吹气产生的集中涡不是“喷气涡”, 而是“肩线涡”。指出涡控制是衿翼展向吹气增升的重要原因, 而不应单纯归结为附面层控制。首次采用“两叉喷嘴”, 用小吹气动量系数即可获得显著的增升, 本文认为这项技术已具有实用价值。

8328019

改善前掠翼根部流动的实验研究

张立庄 王学俭 郭耀滨 张滨江 航空工

业部 627 研究所

本文基于低速风洞的实验结果, 详细介绍了前掠翼上表面的流态。为了控制前掠翼根部气流的分离, 采用前缘衿翼、翼根边条、配置鸭翼、减小根梢比、将翼根适当后掠等方法均可使翼根流量得到改善。而某些方法的配合使用则效果更佳, 尤其是翼根适当后掠的前掠翼配置鸭翼则可使根部流动更稳定。

8328020

离散涡线法计算细长翼载荷分布的改进

高先坤

北京航空学院

本文在离散涡线法的基础上, 作了经验性的改进: (1) 把第二条以后的各前缘自由涡线的一部分环量通过供给线传给代表涡核的第一条涡线, (2) 取  $R_0$  等于 0.6~0.8 涡格宽度, 当涡线与控制点距离小于  $R_0$  时, 诱导速度随距离减小而直线下降。作了上述两点改进后, 载荷分布的计算结果有了明显改进, 与实验符合较好。

8328021

机头边条涡对机身压强分布及航向力矩特性的影响

熊善文 李有浩

北京航空学院

通过对一个装有不同机头边条的钝头细长机身模型进行低速测压和流态实验, 给出了大迎角下有侧滑和无侧滑时各横截面的压强分布、沿轴向的侧力分布及主要的流态特征, 研究机头边条涡系在大迎角下改善机身航向特性和减缓非对称流动的作用和机理。结果表说, 机头边条涡系的上述双重作用甚为显著。

8328022

超音速机翼低速气动力特性的实验研究

马恩春

北京航空学院

实验结果表明(1) 配置翼尖缘片能在  $C_y$  由

0.2 到 0.7 范围使基本翼的  $K$  值平均增加 12%。也能使  $C_{y\max}$  略微增加一点。(2) 翼根边条能增加基本翼的  $C_{y\max}$  达 34.9%；但却在  $C_y = 0.10$  到 0.4 范围降低基本翼的  $K$  值达 32.27%，使非着陆飞行性能较大的降低。(3) 同时配置翼根边条及翼尖缘片，翼尖缘片改变不了多少翼根边条翼的  $K$  及  $C_{y\max}$  值，只能略微改善一点而已。

8328023

边条弯扭薄翼升力特性实验研究

邓彦敏 胡继忠

北京航空学院

本文依据测压实验和油流观察的结果，介绍了弯扭薄翼的压力分布特点和升力特性，阐明了边条对弯扭薄翼压力分布及升力特性的影响。实验结果表明，与平板翼相比弯扭薄翼具有较好的失速特性；与边条平板翼相比边条弯扭薄翼能在更大迎角范围内得到升力，由于不发生翼尖分离及外翼诱导升力的增大，大迎角下提供纵向稳定力矩。

8328024

对由速势方程出发二维跨音速绕流几种有限差分数值计算方法的管见

王宝舆

北京航空学院

由全速势方程出发的跨音速二维绕流有限差分数值计算方法主要有：P.R.Gorabedion & D.G.Korn 方法，A.Jameson 方法，L.A.Carlson 方法和 T.L.Holst 方法等。本文对上述方法作很简单的介绍并提出自己的一点看法，这些看法主要是从理论上提出了其不足之处，关于跨音速位流计算 D. AtCaughey (1982) 已有较全面的论述，本文不再叙述。

8328025

细长三角翼流动机理研究(迎角从  $0^\circ$  到  $90^\circ$ )

吕志咏

北京航空学院

本文利用对称面内的油流技术，并配合翼面流态，研究了细长翼在迎角  $0^\circ \sim 90^\circ$  范围内的流动现象。利用这种方法，可以确定旋涡的涡核的空间位置，以及破裂点位置随迎角的变化，研究表明，前缘涡在破裂以后会诱导翼面后缘的局部分离，最后发展成尾迹涡类型的流动。

8328026

伞翼横侧静稳定性的估算与实验

胡继忠

北京航空学院

本文研究伞翼横侧静稳定性的计算方法，在分析实验数据基础上，建立一些近似公式；并用所得公式对部分伞翼和伞翼机的横侧特性进行了计算，所得结果与风洞实验结果基本符合。本文方法可用于伞翼机设计中的气动估算。

8328027

三维分离流的奇点和拓扑分析

刘谋信 苏文翰 吕志咏 邓学莹 北京航空学院

本文对物面三组分离流结合流态观察进行奇点和拓扑分析。将奇点按拓扑特性分为鞍点和结点，并按流动特性分为分离点和附着点，给出散度与雅考比的边界图。讨论奇点的结合规律，并应用拓扑学来确定物面上结点和鞍点的差值。用一中等后掠翼分离流作为示例。

8328028

前、后掠机翼低速气动特性实验研究

曾如璋

北京航空学院

本文对  $\lambda = 5$ ,  $\mu = 1$ ,  $\bar{C} = 10\%$ ,  $\alpha = +45^\circ$ ,  $-45^\circ$  的前、后掠机翼(在  $\alpha = 0 \sim 70^\circ$  内)进行了测力、油流和烟流实验。实验发现，后掠翼在  $\alpha = 25^\circ \sim 30^\circ$ ，前掠翼在  $\alpha = 50^\circ \sim 55^\circ$  范围内，气动特性出现异常变化(阻力不随  $\alpha$  变化，升力急剧下降，力矩

曲线反向), 这是从未出现过的 气动特性。并发现后缘涡。文中分析比较了前、后掠机翼气动特性, 并对上述新发现也进行了分析说明。

8328029

大迎角情况旋成体非对称力的抑制

赵世诚 陈南茜 王振羽 北京航空学院

本文介绍一种抑制旋成体在大迎角时的非对

称力的方法。风洞实验表明: 在旋成体头部安装一种锯齿条带, 其大迎角时的非对称力将明显降低。从油流和水洞观测也可看到: 旋成体在安装锯齿条带后, 大迎角时绕流的不对称现象将会得到缓解和改善。

8328030

亚、超、高超音速大攻角单独体法向力系数和压心工程计算方法

张晋平

北京空气动力研究所

本文总结了计算大攻角单独体法向力和压心的“简单横流理论”和“二维圆柱脉冲比拟”方法, 在二维圆柱脉冲比拟方法基础上进行了合适修正, 并通过大量计算, 给出“简单横流理论”和本文方法计算值的比较以及与实验值之比较, 介绍了适用于高超音速范围的切锥法。本文给出了  $0 < M < 7$ , 攻角  $\alpha < 30^\circ$  范围内单独体法向力系数和压心合适计算方法, 其计算值与实验值很吻合。

8328031

变后掠机翼扰流板高速测压试验简介

李桂娥

北京空气动力研究所

变后掠机翼扰流板高速测压试验目的是为测定打开扰流板后引起翼面压力分布的变化

和为强度计算提供机翼载荷。试验马赫数  $0.60 \sim 1.53$ , 扰流板偏角为  $0^\circ, 30^\circ, 55^\circ$ , 试验攻角为  $-2^\circ \sim 16^\circ$ , 试验单位雷诺数范围  $(14.3 \sim 25.6) \times 10^6$  1/米。结果表明, 扰流板对其所在截面压力分布影响较大, 且随扰流板偏角的增大影响增强, 对其相邻的截面影响较小。扇翼可提高机翼的升力效率。

8328032

亚、超、高超音速大迎角升力面纵向气动特性工程估算

陈光丽

北京空气动力研究所

本文较为详尽地介绍了 Polhamus 提出的“吸力比拟”方法。并用该法估算了大量亚、超音速小展弦比薄三角翼、矩形翼和截尖三角翼的大攻角纵向气动特性。在与实验进行了广泛比较的基础上, 本报告对原方法作了一些修改, 并提出了这种工程估算方法的适用范围。最后, 对该方法计算结果的误差产生的主要原因作了初步分析。

8328033

超音速奇异摄动二次理论

曾广存

北京空气动力研究所

本文应用 PLK 方法, 给出了超音速奇异摄动三次理论的方程和边界条件。发现并利用一个特解, 使奇异摄动二次方程和边界条件化成通常三次理论相类似的形式。本文给出了一般三元问题特解的积分形式, 从而解三元二次理论的一般性方法。利用消除前马赫波面上的奇性, 得到奇异摄动解。二元情况取得了解析解, 对二元楔及 T 形翼干扰进行了计算, 得到了很好的结果, 它优于线化理论和通常二次理论的结果。本文是作者 1967 年手稿修改而成。