

亚音速和超音速
机翼机身尾翼组合体
气动分析的新方法

国防工业出版社

亚音速和超音速机翼机身尾翼组合体 气动分析的新方法

F. A. 伍德沃德 著

朱自强 张启南 解茂昭 译

张炳暄 校



國防工業出版社

308277

内 容 简 介

本书包括伍德沃德等人所著的“亚音速和超音速机翼机身尾翼组合体气动分析的新方法”和“亚音速和超音速机翼机身组合体的气动分析和设计”两篇报告,前者译自 NASA CR-2228,后者译自 AIAA Paper № 68-55。两篇报告都是采用有限元方法,推导出了机翼和机身表面的有限元小块上各种奇点的基本解,运用空气动力影响系数法来确定各种奇点的强度。不但可确定组合体上的压力、力和力矩,还可以确定组合体附近的流场。

本书对于从事气动设计的工程技术人员和科研工作者以及相应专业的师生有一定的参考价值。

An Improved Method for the Aerodynamic
Analysis of Wing-Body-Tail Configurations
in Subsonic and Supersonic Flow

F. A. Woodward

NASA 1973

*

亚音速和超音速机翼机身尾翼组合体

气动分析的新方法

F. A. 伍德沃德 著

朱自强 张启南 解茂昭 译

张炳暄 校

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第 074号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092 $1/32$ 印张 $4\frac{15}{16}$ 102千字

1976年12月第一版 1976年12月第一次印刷 印数: 0,001— 2,100册

统一书号: 15034·1507 定价: 0.52元

(限国内发行)

573808

目 录

亚音速和超音速机翼机身尾翼组合体

 气动分析的新方法..... (7)

亚音速和超音速机翼机身组合体的

 气动分析和设计..... (131)

亚音速和超音速机翼机身尾翼组合体 气动分析的新方法

F. A. 伍德沃德 著

朱自强 张启南 解茂昭 译

张炳暄 校



國防工業出版社

内 容 简 介

本书包括伍德沃德等人所著的“亚音速和超音速机翼机身尾翼组合体气动分析的新方法”和“亚音速和超音速机翼机身组合体的气动分析和设计”两篇报告,前者译自NASA CR-2228,后者译自AIAA Paper № 68-55。两篇报告都是采用有限元方法,推导出了机翼和机身表面的有限元小块上各种奇点的基本解,运用空气动力影响系数法来确定各种奇点的强度。不但可确定组合体上的压力、力和力矩,还可以确定组合体附近的流场。

本书对于从事气动设计的工程技术人员和科研工作者以及相应专业的师生有一定的参考价值。

An Improved Method for the Aerodynamic
Analysis of Wing-Body-Tail Configurations
in Subsonic and Supersonic Flow

F. A. Woodward

NASA 1973

*

亚音速和超音速机翼机身尾翼组合体

气动分析的新方法

F. A. 伍德沃德 著

朱自强 张启南 解茂昭 译

张炳暄 校

*

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业许可证出字第 074号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

787×1092 $1/32$ 印张 $4\frac{15}{16}$ 102千字

1976年12月第一版 1976年12月第一次印刷 印数: 0,001-- 2,100册

统一书号: 15034·1507 定价: 0.52元

(限国内发行)

573806

译者说明

本书包括有伍德沃德等人所著的“亚音速和超音速机翼机身尾翼组合体气动分析的新方法”和“亚音速和超音速机翼机身组合体的气动分析和设计”两篇报告。

“亚音速和超音速机翼机身组合体的气动分析和设计”译自 AIAA Paper 68-55, 在此报告中,伍德沃德将NASA CR-73106 报告中适用于超音速流动的方法推广到亚音速流动中去,并且组成对亚音速和超音速机翼机身组合体都通用的气动分析和设计的方法。组合体的机身限于旋成体或接近于旋成体的外形。

“亚音速和超音速机翼机身尾翼组合体气动分析的新方法”译自 NASA CR-2228, 这是作者在上述二报告的基础上于 1973 年提出的一种新方法。这个方法可适用于任意机翼机身尾翼组合体的外形,对机身和机翼的形状均无限制。新方法中增添了沿弦向是线性变化而沿展向是常值的旋涡分布的新奇点,这样处理能改善计算结果,尤其是对亚音速后缘情况来说,库塔-儒可夫斯基条件可以妥善地得以满足。此外,该方法中对机翼来说允许采用两种边界条件方案,即平面边界条件方案和非平面边界条件方案。后者方案甚至可适用于融合体的外形。该报告原文有两部分,第一部分是理论和应用,第二部分是计算机程序,我们仅译了第一部分并且删去了有关程序说明的内容。

顺便在此提一下,NASA CR-73106报告已由国防工业出版社组织翻译出版。两书合起来对于从事气动设计和科研生产的同志以及高等院校相应专业的师生有一定的参考价值。

目 录

亚音速和超音速机翼机身尾翼组合体

 气动分析的新方法..... (7)

亚音速和超音速机翼机身组合体的

 气动分析和设计..... (131)

目 录

	前言	1
(5)	第一章 绪论	5
	第一节 绪论	5
	第二节 绪论	5
(51)	第二章 绪论	51
	第一节 绪论	51
	第二节 绪论	51

亚音速和超音速机翼机身尾翼组合体 气动分析的新方法

摘 要

本文提供了计算亚音速和超音速位流中机翼机身尾翼组合体的压力分布和空气动力特性的新方法，并且编制了数值计算用的计算机程序。

将外形表面分成大量小块，每一小块包含一个空气动力奇点分布。在机身上采用常值源分布，在机翼和尾翼小块上采用顺流向线性变化的旋涡分布。计算出每一种奇点在规定控制点上所引起的法向分速，并求出联系法向分速大小和奇点强度的线性方程组的系数。

利用迭代法解此方程组，得出的奇点强度满足在给定的马赫数和迎角下各控制点上切向流动的边界条件。一旦奇点强度知道以后，就可以算出压力系数，并可利用数值积分来确定作用在外形上的力和力矩。

这里举出了用本程序所算出的几个压力分布的例子，并与实验数据进行了比较，理论和实验之间符合得很好。

引 言

在文献〔1〕和〔2〕中曾提出了对亚音速流动和超音速流动中机翼机身尾翼组合体进行气动分析的统一方法。由于引

入了某些新的空气动力奇点分布使这种方法得以扩展，从而大大改善了代表任意外形的能力。例如，新方法可用来分析非圆截面机身、可以更精确地模拟机翼的圆前缘、还可用来确定存在机身时的机翼干扰影响。

已编制好数值计算用的计算机程序，此程序采用了目前在兰利研究中心所用的标准几何输入格式，在文献〔3〕中对此格式有所描述。文献〔3〕的程序中还编制了图像能力部分，可用来获得看得见的外形几何输入的显像。此外，新程序有两种计算升力面上压力分布的边界条件的方案，在第一种方案中，空气动力奇点位于升力面的平均平面上，并采用近似的平面边界条件来确定奇点强度；在第二种方案中，空气动力奇点位于升力部件的上表面和下表面上，采用精确的边界条件，这样就得出更精确的压力分布，但要求更多的计算机时间。在确定机身压力分布时，总是采用表面边界条件。

本报告的第一部分扼要地叙述空气动力理论，说明计算机程序的输入要求，并且对某些单独机翼、机身和机翼机身组合体的程序输出与实验数据作了比较。第二部分详细描述了计算机程序，包括完整的程序和样例。

符 号

- a 空气动力影响系数；机身小块倾斜角 δ 的正切；机翼小块边缘斜率参数 $(\lambda_2 - \lambda_1)$
- A 空气动力影响系数矩阵；截面积
- b 机翼厚度影响系数；机翼小块展长；椭圆的长轴
- c 小块弦长；参考弦长
- C 空气动力系数

d	奇点原点至控制点的距离; 机身直径
D	对角线分块矩阵
e	机翼小块尖端交点至控制点的距离
E	非对角线分块矩阵
F	速度分布函数
G	
H	
I	积分式
k	超音速尺度因子; 迭代数目
K	核函数
l	线源或线涡的长度; 机身长度
m	机身小块边缘斜率 dy/dx
M	马赫数
M	俯仰力矩
n	小块法向向量的方向余弦; 垂直于小块的速度分量
N	法向力; 空气动力奇点数目
NW	机翼和尾翼奇点的数目
NB	机身奇点的数目
q	控制点上速度大小
r	径向距离
R	雷诺数
s	辅助变量
S	机翼参考面积
t	辅助速度分布函数; 机翼厚度
T	切向力

u	}	扰动速度分量
v		
w		
V		控制点上的扰动速度
x	}	点的笛卡儿坐标
y		
z		
α		迎角
β		马赫数参数, $(1-M^2)^{1/2}$
γ		空气的比热之比; 空气动力奇点强度
δ		小块对 x 轴的倾斜角
Δ		增量值
ε		椭圆的短轴
θ		小块对 x, y 平面的倾斜角
λ		小块后掠角的正切 dx/dy ; 座标变换的方向余弦
Λ		后掠角
μ	}	座标变换的方向余弦
ν		
ξ	}	沿 x 和 y 轴的积分变量
η		
π		圆的周长与直径之比
ρ		控制点离通过机翼小块尖端交点的流线的径向距离
ϕ		速度位; 速度向量和 x 轴之间的角度
χ		积分变量
ω		垂直于小块的速度分量

下标

B	机身
c	机翼弯度
D	阻力
i	小块控制点的标号
j	影响小块的标号
k	小块角点的标号
L	升力
M	俯仰力矩
N	法向力
p	压力
t	机翼厚度

空气动力学理论

方法的描述

外形表面被分成大量小块，每一小块包含一种空气动力学奇点分布。在机身小块上采用常值源分布，在机翼和尾翼小块上采用顺流向线性变化的旋涡分布，在图 1 中画出了典型的外形小块分划情况。

推导出了每种小块奇点分布所引起的扰动速度场的分析表达式，这些表达式可用来计算联系小块控制点上法向速度值和未知奇点强度的线性方程组的系数。采用迭代法解上述方程组可以确定在给定马赫数和迎角下能满足控制点上切向流动边界条件的奇点强度。这样，可以计算出用扰动速度分量来表示的压力系数，通过数值积分得出作用在外形上的力和力矩。

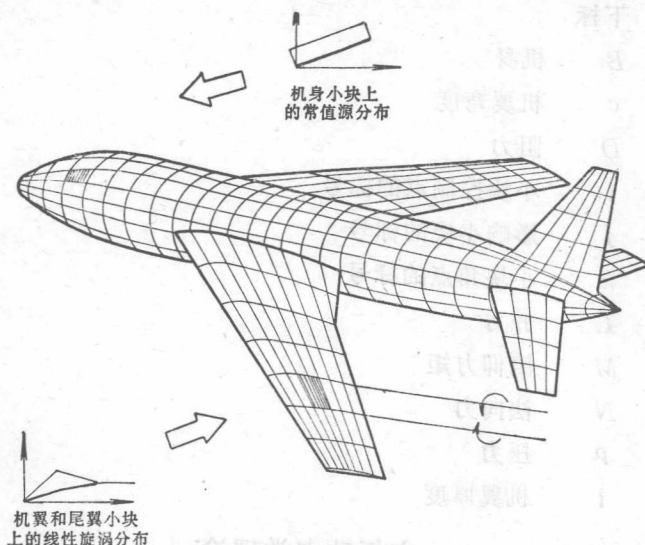


图1 空气动力描述法

下面一些节中推导了空气动力奇点所引起的扰动速度分量，叙述了边界条件方程的形成及其解，并且说明了计算外形上的压力、力和力矩的方法。在这些推导中经常出现的两个非标准积分给出在附录 I 中。

不可压缩流速度分量的推导

通过叠加位于小块平面内的基元线源或旋涡的方法，推导出了不可压缩流中空气动力奇点分布所引起的扰动速度分量 u 、 v 和 w 的公式。根据戈泰特 (Gothert) 法则把这些最终表达式进行变换，就可以得到亚音速和超音速可压缩流的速度分量。

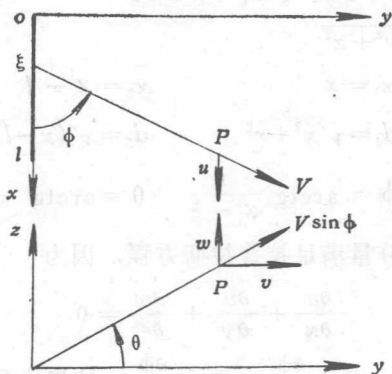
基元线源

位于 x 轴上距原点 ξ 距离的单位强度点源在 $P(x, y, z)$ 点所引起的速度可给为

$$V = \frac{1}{4\pi[(x-\xi)^2 + y^2 + z^2]} \quad (1)$$

此速度的方向是沿着点源至流场 P 点的连接线的。

将 V 分解成 x 、 y 和 z 的分量并对 ξ 进行积分可以得出与 x 轴相合、长度为 l 的单位强度线源在 P 点所引起的速度分量 u 、 v 、 w 。几何关系示于下图中。



$$\begin{aligned} u &= \int_0^l V \cos \phi d\xi \\ &= \frac{1}{4\pi} \int_0^l \frac{(x-\xi) d\xi}{[(x-\xi)^2 + y^2 + z^2]^{3/2}} \\ &= \frac{1}{4\pi} \left[\frac{1}{d_2} - \frac{1}{d_1} \right] \end{aligned} \quad (2)$$