

超音速机翼机身组合体的
气动分析和设计

国防工业出版社

211

超音速机翼机身组合体的 气动分析和设计

F. A. 伍德沃德 E. N. 丁索 J. W. 拉森 著

张炳暄 朱自强 等译

国防工业出版社

1975

内 容 简 介

本书原为美国波音公司的报告。报告中提出的空气动力影响系数法可用来分析超音速机翼机身组合体及其附近流场，并可用来设计有机身情况下机翼的最佳中弧面。

报告中提出的方法可供电子数字计算机进行数值计算。随着国内电子数字计算机的日益发展，有效地使用报告中提出的有限元基本解的数值计算方法将在气动设计中发挥重要的作用。

本书摘译自 NASA CR-73106。可供从事航空工程气动力设计、研究人员与高等院校有关人员参考使用。

ANALYSIS AND DESIGN OF SUPERSONIC WING-BODY COMBINATIONS, INCLUDING FLOW PROPERTIES IN THE NEAR FIELD

F. A. Woodward, E. N. Tinoco, J. W. Larsen
NASA

超音速机翼机身组合体的 气动分析和设计

F. A. 伍德沃德 E. N. 丁索 J. W. 拉森 著
张炳暄 朱自强 等译

国防工业出版社出版

北京市书刊出版业营业所可配出字第 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 $\frac{1}{32}$ 印张 $4\frac{3}{4}$ 99 千字

1975 年 11 月第一版 1975 年 11 月第一次印刷 印数：0,001—2,300 册

统一书号：15034·1443 定价：0.50 元

(只限国内发行)

超音速机翼机身组合体的 气动分析和设计

F. A. 伍德沃德 E. N. 丁索 J. W. 拉森 著

张炳暄 朱自强 等译

国防工业出版社

1975

内 容 简 介

本书原为美国波音公司的报告。报告中提出的空气动力影响系数法可用来分析超音速机翼机身组合体及其附近流场,并可用来设计有机身情况下机翼的最佳中弧面。

报告中提出的方法可供电子数字计算机进行数值计算。随着国内电子数字计算机的日益发展,有效地使用报告中提出的有限元基本解的数值计算方法将在气动设计中发挥重要的作用。

本书摘译自 NASA CR-73106。可供从事航空工程气动设计、研究人员与高等院校有关人员参考使用。

ANALYSIS AND DESIGN OF SUPERSONIC WING-BODY COMBINATIONS, INCLUDING FLOW PROPERTIES IN THE NEAR FIELD

F. A. Woodward, E. N. Tinoco, J. W. Larsen
NASA

超音速机翼机身组合体的 气动分析和设计

F. A. 伍德沃德 E. N. 丁索 J. W. 拉森 著
张炳喧 朱自强 等译

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 4⁸/₁₆ 99 千字

1975年11月第一版 1975年11月第一次印刷 印数: 0,001—2,300 册

统一书号: 15034·1443 定价: 0.50 元

(只限国内发行)

译者说明

原著共分二部份，第一部份是理论和应用(NASA CR-73106)，其中第五章“计算机程序”是第二部份内容的简要说明。第二部份是计算机程序(NASA CR-73107)。本文摘译自第一部份(NASA CR-73106)，考虑到没有翻译第二部份，因此也就略去了“计算机程序”这一章以及与程序有关的附录C和附录D。读者需要时可参阅原著。

翻译时对原著中的公式和符号作了校核和更正。参加公式和内容校核的有北京航空学院徐华舫、靳式根、张炳暄、张启南、朱自强等同志。由张炳暄和朱自强执笔翻译和校对，解茂昭同志也参加了部份工作。

目 录

引言	5
符号表	7
第一章 空气动力理论	11
1 方法的描述	11
2 速度分量的计算——面奇点	14
3 速度分量的计算——线奇点	42
4 气动矩阵的形成	50
5 压力、力和力矩的计算	76
6 特定问题的应用	85
7 理论的比较	92
8 流场速度分量和流线的计算	110
第二章 实验的验证	120
1 单独机身	120
2 单独机翼	122
3 尼尔森机翼机身	126
4 波音机翼机身	130
第三章 理论最佳化	134
结论	137
附录	138
附录 A ——预备的一些积分结果	138
附录 B ——速度函数	142
参考文献	150

引 言[●]

在给定升力系数条件下，计算超音速流中阻力为最小的单独机翼的中弧面问题，有几种流行的方法^(1~4)。然而，没有一种方法在机翼中弧面最佳设计时考虑过机身存在的影响。本文基于线化超音速理论提出了一种新方法，能计算存在机身时机翼中弧面的最佳化问题，在本方法中，气流相切的边界条件在机翼和机身上同时得到满足，这样就消除了以前解这类问题时所需的叠代步骤，在超音速飞机设计中，这种改进的方法得到很重要的应用。

起初，发展本方法是针对存在机身时的机翼中弧面最佳化的问题。然而，由于这个方法是用气动影响系数来解问题，所以它可以用来解决超音速流中大量的具有同等重要性的问题。举例来说，它可以用来确定在给定的机翼、机身或机翼机身组合体上的作用力，也可以用来设计具有给定压力分布且存在机身时的机翼形状，机身可以具有规则或不规则的截面、弯度和姿态角，机翼厚度的影响也可以考虑在内，除此以外，还能计算流场中的压力系数、速度分量和流线。在所有这些问题中，计算结果的精度与满足流动方程所取的边界面上点的数目有关。

虽然美国国家航空与宇宙航行局兰利研究中心 (NASA

● 引言部分做了少许删改。——译注

Langley Research Center) 的卡尔森 (H. Carlson) 和米德尔顿 (W. Middleton) 曾研究出一个类似的方法^[5], 然而他们的理论仅限于分析单独的平面翼。本文中所提的气动方法对超音速流的线化理论有一定的贡献, 理论上对线化波动方程的非平面等压基本解的发展以及将其应用于分析超音速机翼机身干扰问题是特别有意义的。文中阐述了编制计算机程序所依据的气动理论, 显示了这个理论结果与其它理论结果的相符性, 通过与实验数据的比较证实了此方法, 并列出了最佳化设计和流场形象化方面的许多实例。

本文是文献〔7〕的修订与发展, 文献〔7〕是应美国国家航空与宇宙航行局艾姆斯研究中心 (NASA Ames Research Center) 之约而写的。变动之处在于引入了高阶奇点分布以便改善机翼和机身的厚度解, 同时还提出了计算周围流场中的压力、速度分量和流线的方法。

文献〔8〕提出了对本文的进一步理论发展, 它对线化理论作了修正, 包括了局部气流的高阶影响。但这种发展仅限于单独机翼的情况。

符 号 表

- a_0 ——气动影响系数
 α ——小块倾斜度
 $[A]$ ——气动影响系数矩阵
 A_0 ——小块面积
 A ——展弦比
 b_0 ——正规化的小块边缘斜率
 b ——机翼翼展
 $[B]$ ——速度分量矩阵
 c_0 ——法向速度分量
 c ——机翼翼弦
 C ——空气动力系数
 D ——压力阻力
 D_0 ——下洗函数
 F ——法向力
 F_0 ——辅助函数
 H_0 ——单位阶跃函数
 J ——机身圆周点的数目
 k ——线源强度
 K ——机身线奇点的数目
 l ——线奇点强度有变化的部分机身长度
 L ——升力
 L ——机身长度
 m ——小块边缘斜率
 M ——马赫数

- M ——俯仰力矩
 n ——单位法线矢量
 n_0 ——法向速度分量
 N ——小块数目
 p ——压力
 p_0 ——旋涡奇点强度
 P_0 ——压力函数
 P ——任意点
 q ——动压力
 r ——径向距离
 r ——机身半径
 R ——控制点位置作为小块弦长的百分数
 S_0 ——侧洗函数
 S ——表面面积
 S_B ——机身横截面积
 s ——流线弧长
 T ——线奇点的强度
 u —— x 方向的无量纲扰动速度
 U ——自由流速度
 v —— y 方向的无量纲扰动速度
 w —— z 方向的无量纲扰动速度
 x, y, z ——变换座标轴系
 X, Y, Z ——定义座标轴系
 z_c ——中弧线纵座标
 α ——迎角
 α_0 ——小块倾斜度
 β —— $\sqrt{M^2 - 1}$
 γ ——空气的比热比 (1.4)
 δ ——德尔塔 (Delta) 函数
 Δ ——差分值 (即 $\Delta p, \Delta \theta$)

- θ ——角座标
 θ ——小块倾斜度
 λ ——拉格朗日乘子
 Λ ——前缘后掠角
 v ——反协法线矢量
 ξ_1 —— $x - \beta r$ 马赫线座标
 π ——3.14159
 ρ ——空气的密度
 ρ ——机身径向距离
 σ ——沃尔塔 (Volterra) 函数
 τ ——积分域
 φ ——位函数
 ξ, η, ζ ——笛卡尔座标系中的积分变量

Ω ——任意位函数

下标:

- a ——轴向分量
 A ——与机身轴有关的量
 B ——机身
 c ——横向分量
 CP ——压力中心
 D ——与定义座标系有关的量
 $D1$ ——偶极子——线性变化强度
 $D2$ ——偶极子——二次变化强度
 D ——阻力
 F ——垂直安定面
 i ——受影响小块的数目
 j ——影响小块的数目
 k ——线奇点数目
 k ——角点数目
 L ——升力

- L ——下表面
 M ——力矩
 n ——流场中被影响的点
 N ——法向分量
 p ——压力
 r ——径向分量
 R ——折算
 R ——翼根
 $S1$ ——源——线性变化强度
 $S2$ ——源——二次变化强度
 T ——机翼厚度奇点
 U ——上表面
 V ——旋涡
 W ——机翼
 x, y, z ——与笛卡尔坐标有关的量
 x, y, z ——偏导数
 θ ——切向分量
 ∞ ——自由流条件

上标:

- $()'$ ——与带撇坐标系有关的量
 $()''$ ——与带双撇坐标系有关的量
 $\overline{()}$ ——定点或定值
 $\vec{()}$ ——矢量

第一章 空气动力理论

1 方法的描述

空气动力影响系数法可用来计算超音速气流中作用在任意机翼机身组合体上的压力、力和力矩，还可用来确定存在机身时的机翼最佳中弧面。在本方法中，用一系列位于机翼平面、机身表面和沿机身轴线上的奇点来代表机翼和机身。假定这些奇点所引起的扰动是很小的，因而可线化气流所遵循的方程而不会引起很大的误差。一旦这些奇点强度知道后，就可以求得流场中的速度分量、压力和流线。

求得基本解是采用以下的方式：在一些特定的表面控制点上计算出由每一个基本奇点所引起的三个速度分量，特别是这样一个分速度，它位于通过控制点的垂直于表面且平行于机身轴线的平面内，同时又垂直于机身轴线。由第 j 个单位强度的奇点在控制点 i 处引起的该法向分速的大小称为空气动力影响系数 a_{ij} 。在控制点 i 处的总法向分速是由空气动力影响系数和它们相应的奇点强度乘积之总和给出。这个总法向分速可用来满足在每个控制点处表面斜率的边界条件，这样得到的线性方程组就可用以确定未知的奇点强度。方程组系数的矩阵就是空气动力影响系数矩阵或简称空气动力矩阵，它在以下的分析中占有重要的地位。

实际上，满足给定边界条件的奇点强度并不是一下就确

定的。首先，把相应于机翼厚度、机身厚度以及机身弯度和姿态角的边界条件分开，分别地确定满足这些边界条件的特定奇点的强度，然后把这解线性叠加起来，其它残余的干扰影响连同机翼弯度和迎角的边界条件则用机翼和机身表面上的奇点分布来满足。

为了计算空气动力影响系数，把机翼和机身分成如图 1 所示的小块。根据小块的边界条件确定每一小块上应置放一个还是更多个奇点。例如，一个机翼可在机翼参考平面上用最多一百一十个小块表示。在每一小块上规定有两种奇点，第一种是相应于小块上下单位压力差的旋涡面分布，用来模拟弯度、扭转和迎角的升力效应；第二种是源的面分布，用来模拟机翼的厚度效应。以后将会叙述如何用这样两种形式的奇点来完全满足机翼表面上的边界条件。

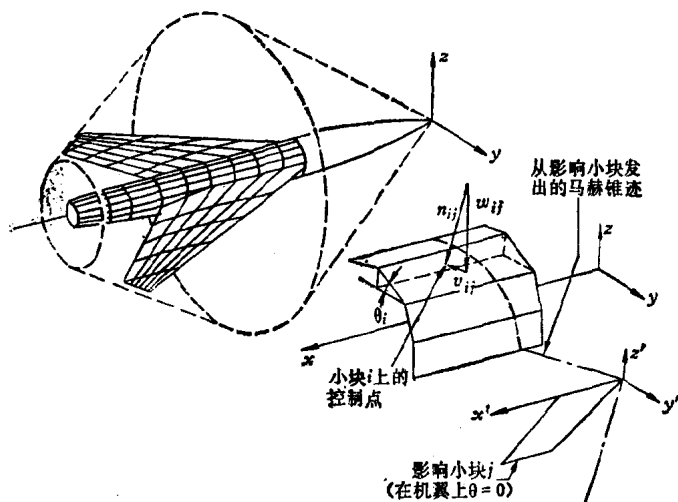


图 1 典型的小块安排——机翼机身组合体

沿机身参考轴线分布有最多五十个线源和线偶极子，用以反映机身厚度、弯度与姿态角的效应。此外，把机翼机身相互影响区域的机身表面分成最多一百个小块。与机翼小块上一样，这些小块上布有旋涡，用来抵消机翼对机身的干扰影响。机身上和机翼上的边界条件都是这样给定的，即使得它们和代表流动的奇点数目相对应。

定义好每个基本奇点的位置与几何方位后，就需要计算单位强度的奇点在控制点上引起的扰动速度分量 u 、 v 和 w 。本文中给出了对七种形式奇点的这些分量的公式。根据小块的相对方位，可以组合 v 和 w 分量来计算每一个奇点的空气动力影响系数。

一旦列出了空气动力矩阵并求得了未知奇点强度，就能计算作用在机翼机身组合体上的压力、力和力矩，以及周围流场中的速度分量、压力和流线。

为了找到在给定升力和俯仰力矩条件下机翼机身组合体最小阻力的机翼中弧面，采用稍微不同的方法来求解奇点强度。在这种情况下，将组合体的阻力表示成未知奇点强度的表达式。对这样形成的方程组运用拉格朗日乘子就可确定在给定升力和俯仰力矩下最小阻力的奇点强度值。这些值可以用来计算中弧面的最佳形状和作用在组合体上的压力、力和力矩。

计算流场中的扰动速度分量类似于计算组合体上的速度。只是在计算点的前马赫锥内的奇点才能影响该点。扰动速度知道后，就可以计算流场中的流动方向、压力和流线。

2 速度分量的计算——面奇点

一般位函数的推导

定常超音速流中小扰动所产生的速度位的线性微分方程是

$$\beta^2 \varphi_{xx} = \varphi_{yy} + \varphi_{zz} \quad (1)$$

其中 $\beta = \sqrt{M^2 - 1}$ ，而 M 是自由流马赫数。

气流中扰动速度分量 u 、 v 、 w 所满足的微分方程的形式与上式是一致的。为了使以后的分析除了位函数外还可以包括这些速度分量，把方程 (1) 改写成对任意变量 Ω 的方程，

$$\beta^2 \Omega_{xx} = \Omega_{yy} + \Omega_{zz} \quad (2)$$

在文献〔9〕中已经给出了方程 (2) 的通解，它是基于二维波动方程的沃尔塔解。下面我们重述一下这个解，写成积分形式，给出了由表面 S 上发出的小扰动在任意点 P 上的 Ω 值

$$\begin{aligned} \Omega(x, y, z) = & -\frac{1}{2\pi} \frac{\partial}{\partial x} \iint_{\tau} \left(\frac{\partial \Omega}{\partial v} + \frac{\partial \Omega'}{\partial v'} \right) \sigma dS \\ & + \frac{1}{2\pi} \frac{\partial}{\partial x} \iint_{\tau} (\Omega - \Omega') \frac{\partial \sigma}{\partial v} dS \quad (3) \end{aligned}$$

积分域 τ 取点 $P(x, y, z)$ 在 S 表面上的“影响区”。不带撇变量 Ω 表示与 P 同侧的 S 表面上该变量值，而带撇变量 Ω' 表示与 P 异侧的 S 表面上的变量值。 σ 是方程 (2) 的特解，在 P 点前马赫锥面上，它和它的反协方向的导数均为零。函数 σ 为：