

高升力空气动力学

张宝琴 编

南京航空学院

1981. 12.



30895157

V211

1041-3

前 言

飞机的起飞着陆过程密切和高升力相关，这时，对小展弦比机翼的飞机大迎角、襟翼大偏度的飞行，机翼前后缝翼的打开都是必需的，在这本讲义里着重对这方面的空气动力计算作了介绍，并且为了配合有关理论的说明，引入了绕翼型非压缩性分离气流的计算方法。

此外，还对垂直短距起落飞机接近地面悬停时升力损失的估算作了一般的介绍。关于这方面的问题，目前正有许多科技人员在作进一步的探讨，还介绍了控制环量以达到高升力目的的原理。

最后引入了各种情况下的理论升限。这在剖析理论和实验的研究结果时是有用的。



高升力空气动力学

目 录

前 言

§ 1 小展弦比机翼的非线性理论(大迎角机翼空气动力的计算)

1-1 算法概述

1-2 涡格法的简单介绍

1-3 用推广的涡格法计算三角翼前缘分离涡所产生的机翼升力特性

1-4 大迎角时机翼的地面效应

§ 2 $V/STOL$ 飞机在悬停时的升力损失

2-1 关于 $V/STOL$ 飞机的简单介绍

2-2 $V/STOL$ 飞机升力损失的估算

2-2-1 壁面射流的相互作用及喷泉的形成

2-2-2 在 $V/STOL$ 飞机上的诱导升力的一个工程估算法

2-2-3 具有中心喷管的圆周形平面外形升力损失的解析解

§ 3 多个翼型的绕流

3-1 多个翼型在无粘非压缩性气流场中的数值计算法

3-2 多个翼型在粘性非压缩性气流场中的数值计算法



30895157

V211

1041-3

前 言

飞机的起飞着陆过程密切和高升力相关,这时,对小展弦比机翼的飞机大迎角、襟翼大偏度的飞行,机翼前后缝翼的打开都是必需的,在这本讲义里着重对这方面的空气动力计算作了介绍,并且为了配合有关理论的说明,引入了绕翼型非压缩性分离气流的计算方法。

此外,还对垂直短距起落飞机接近地面悬停时升力损失的估算作了一般的介绍。关于这方面的问题,目前正有许多科技人员在作进一步的探讨,还介绍了控制环量以达到高升力目的的原理。

最后引入了各种情况下的理论升限。这在剖析理论和实验的研究结果时是有用的。



高升力空气动力学

目 录

前 言

§ 1 小展弦比机翼的非线性理论(大迎角机翼空气动力的计算)

1-1 算法概述

1-2 涡格法的简单介绍

1-3 用推广的涡格法计算三角翼前缘分离涡所产生的机翼升力特性

1-4 大迎角时机翼的地面效应

§ 2 $V/STOL$ 飞机在悬停时的升力损失

2-1 关于 $V/STOL$ 飞机的简单介绍

2-2 $V/STOL$ 飞机升力损失的估算

2-2-1 壁面射流的相互作用及喷泉的形成

2-2-2 在 $V/STOL$ 飞机上的诱导升力的一个工程估算法

2-2-3 具有中心喷管的圆周形平面外形升力损失的解析解

§ 3 多个翼型的绕流

3-1 多个翼型在无粘非压缩性气流场中的数值算法

3-2 多个翼型在粘性非压缩性气流场中的数值算法

3-2-1 方法的简单介绍

3-2-2 几何定义

3-2-3 位流解

3-2-4 附面层的计算

3-2-5 单段相当翼型

3-2-6 缝 流

3-2-7 汇合附面层

3-2-8 多段相当翼型

§ 4 绕翼型的非压缩性分离气流的计算及最大升力的决定

4-1 符号表

4-2 计算方法概况及物理基础

4-3 对假定的分离点位置计算翼型的“分离气流”

4-3-1 积分方程

4-3-2 四种基本流的计算

4-3-3 实际计算用的线性方程组

4-3-4 组合基本解求得“分离位流”

4-3-5 死水区边界上某点压力的计算

4-4 根据附面层计算来选择物理上可能的分离气流

4-4-1 迎角的迭代求解

4-4-2 附面层的计算

4-4-3 压力分布及升力

§ 5 用环量控制获得高升力的概念

§ 6 升 限

6-1 位流中的升限

6-2 $M_{\infty}^2 C_L$ 的极限

高升力空气动力学

§ 1 大迎角机翼空气动力的计算

在超音速飞行时，小展弦比机翼具有较小的阻力，因此超音速飞机广泛采用小展弦比机翼，特别是小展弦比的三角翼。这类飞机在起飞和降落时要用到很大的迎角以获得足够大的升力系数，这时气流在机翼前缘和侧缘分离，对于后掠角不大的三元机翼来说升力急剧下降，引起所谓失速现象。但在后掠角很大的三角翼一类的机翼上（见图1所示），这分离气流会形成稳定的旋涡，并在机翼上表面上方卷成由强旋涡组成一些涡面。这时在旋涡下方的翼面上由于有强烈的横向流动而产生负压，结果升力增大。迎角愈大，涡还要增强，涡的位置会往里移一些，机翼中心部分的负压也增强，于是整个机翼的升力随迎角增大而出现了非线性的增长，这可以从实验的结果看出。如图2所示是一个三角翼的法向力对迎角的实验曲线，而线性理论的结果却是一条直线。事实上，在中等迎角到大迎角范围内，尖前缘、小展弦比后掠翼的前缘和翼尖侧缘处都会产生气流的分离，对于三角翼，甚至在小迎角时前缘气流也会分离，已如上述，分离形成的涡就是出现在整个迎角范围内的众所周知的非线性气动力特性的起因，用线性理论来求解小展弦比机翼的大迎角飞行的问题与实验有很大出入，因之必须寻求一个非线性理论来求解这类空气动力问题，这就是所谓小展弦比机翼的非线性理论，本节将介绍一种相当适用的方法来计算非线性空气动力学问题。

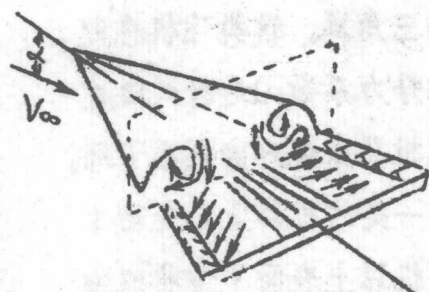


图 1

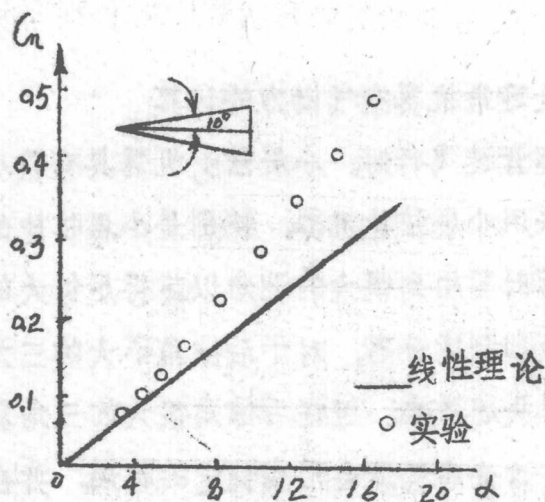


图 2

1-1 算法概述

把翼面划分成“台形面素”，各放上马蹄涡，在面素的代表点（即控制点）按边界条件的要求去决定涡的强度。按涡的强度去计算气动特性（升力、俯仰力矩等），这就是所谓涡格法，这种方法能用于有上反角的机翼或放下襟翼之后的机翼。我们目前要介绍的小展弦比机翼非线性理论。（即大迎角机翼气动特性的计算）是这种方法的推广。这时我们主要是要计入前缘分离涡的影响。为了要表达前缘分离旋涡的形成，把沿前缘面素上的马蹄涡之外侧附着涡作为自由涡放入直匀流中。按图3的程序去定旋涡的强度及自由涡的位置。

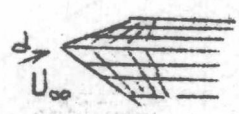
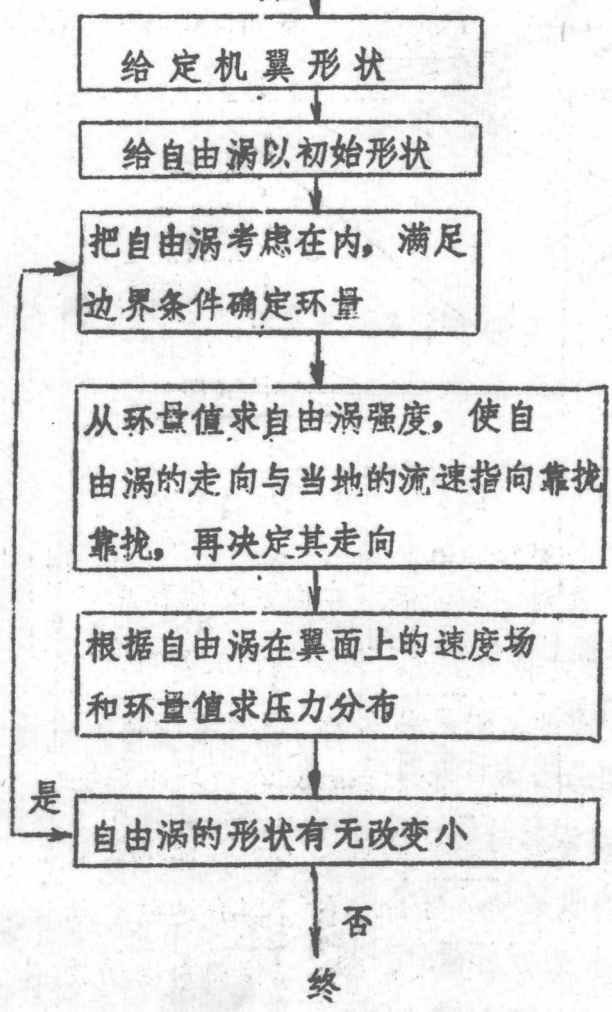
即(1)把给定的翼面划分成“台形面素”，各配置以马蹄涡。

(2) 作为初步近似，先取自由涡与直均来流平行，用涡格法去确定涡的强度。

(3) 在自由涡的若干点上，计算所有马蹄涡在该点的诱导速度。自由涡线的走向应与流速的指向一致，据此以定自由涡的形状。

(4) 按自由涡的新位置，用涡格法计算涡的强度。

(5) 在自由涡的形状最后定下来之前, 反复进行(3)(4)程序
始



线性的模型



非线性模型 (初始值)



非线性模型 (终了值)

图 3 计算流程

关于整个机翼的升力, 俯仰力矩等特性, 可以从作用于各台形面素上的升力求得。但现在和线性计算时只假定马蹄涡存在于翼面上的场合不同, 由于有自由涡所产生的强烈的横向流动, 所以不仅要计及附着涡 Γ_c 的升力, 而且必须加上左右附着涡 Γ_L 和 Γ_R 的升力 见图 4 所示。

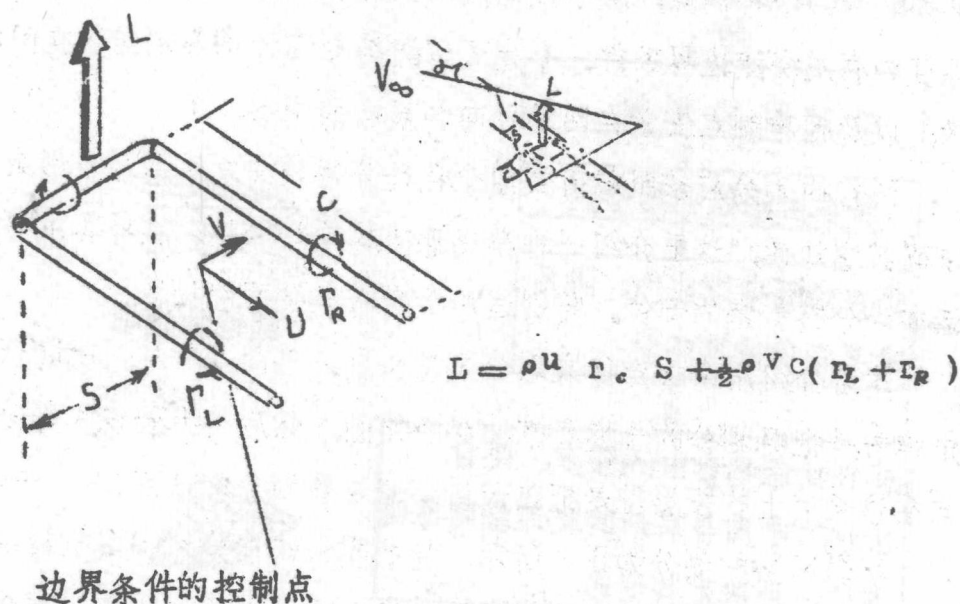


图 4 在面素上作用升力的算法

1-2 涡格法的简单介绍

本章主要是介绍用推广的涡格法计算前缘 分离涡所产生的机翼升力特性。因此有必要首先对涡格法作一个回顾。涡格法能用于有上反角的机翼或放下襟翼之后的机翼等，故有较广泛的适用范围。

一、 涡格的划分：由于机翼对称故分格只在半机翼上进行我们采用一组离散的马蹄涡来代表半机翼如图 5 所示，旋涡和控制点都放在机翼弦平面上。把涡安排在平面内的这种建议，实际上就是把方法限制成具有这种迎角。使得在前缘上不存在涡卷起，后缘涡片接近于它们原来的翼弦平面。将机翼沿展向分成许多列。沿弦向分成许多行。如机翼带有操纵面，则操纵面两侧面和铰链线必须正好位于列或行的分界线上。这样就把机翼划分成许多网格在每个网格内放置一个可压后掠马蹄涡，其附着涡和网格的弦线重合。二条尾涡分别从士

弦的两端点顺着翼弦平面伸向无穷远处。同时在每个网格中点 $3/4$ 弦处配置一个控制点，这个控制点用来计算所有旋涡对该网格的诱导速度和满足绕流边界条件。（也可以把马蹄涡的附着涡放置在网格前缘，以及把控制点安置在网格弦向和展向的中点。）

网格的划分应按照载荷剧烈变化处分得较细的原则可采用余弦正弦或其它规律，这里介绍一种单梯形机翼的划分法。在计算中可以灵活变动分格疏密的部位。特别适用于带有操纵面的机翼。

这里介绍用余弦定律来划分展向长度。见图 5 所示。所谓按余弦定律就是把要划分的长度 l 按 $\frac{l}{2}$ 半径作圆，然后将半圆按 n 等分。分点在该长度上的投影就是把该长度按余弦律划分的分点。

机翼网格的划分如图 6 所示。将机翼沿弦向分成：由机翼后缘到操纵面转轴，操纵面转轴到操纵面前缘，操纵面前缘到机翼前缘三部分（在翼根上相应的距离为 R_a ， R_b ， R_c 。在翼梢上相应的距离为 T_a ， T_b ， T_c ）。其中第一、二部分再分别按等分规律成 S_1 ， S_2 行，第三部分按余弦规律分成 S_3 行，设网格的总行数为 SS

$$SS = S_1 + S_2 + S_3$$

在机翼前缘和操纵面前缘附近弦向分行要密一些，因为该处载荷变化较为剧烈。展向列的划分是把机翼分成三翼段：由翼根到操纵面内侧的 aa 、操纵面以及操纵面外侧到翼梢的 bb 共三部分。各部分分别分成 R_1 、 R_2 、 R_3 列。建议 aa 和 bb 部分用的匀分格，操纵面部分按余弦分格。总列数 RR

$$RR = R_1 + R_2 + R_3$$

机翼的行、列和网格的序号分别用 S 、 R 和 i 从翼根的前缘算起，如图 6 所示。位于第 R 列第 S 行的网格序号 i

$$i = (R - 1) \cdot SS + S \quad (1-1)$$

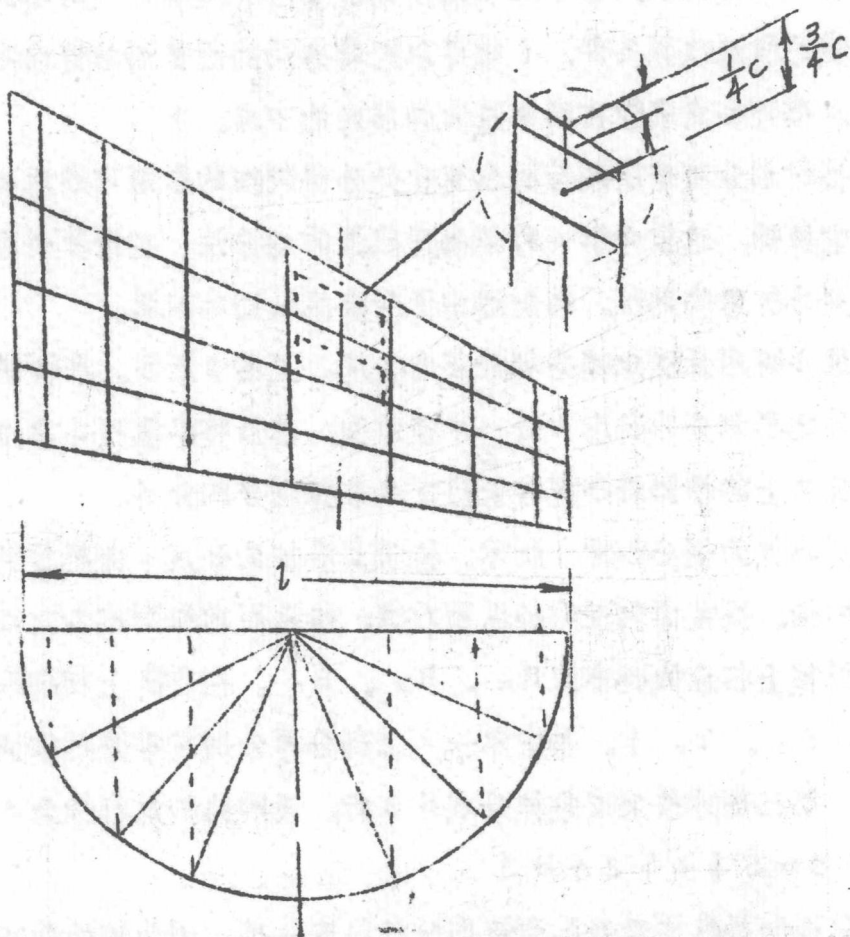


图 5

其中 $R = 1, 2, 3 \dots RR$;

$S = 1, 2 \dots SS$ 所以半机翼上共有 $RR \cdot SS$ 个网格。

机翼的所有尺寸均用相对于半展长的无量纲量来表示。会 LM 为前缘的后掠角 (rad),

$$\begin{cases} 0 & \text{机翼前缘} \\ \frac{RC}{2} (1 - \cos(\frac{S}{S_3} \pi)) & 0 < S \leq S_3 \end{cases}$$

$$X_R(S) = R_C + (S - S_3) \frac{R_b}{S_2} \quad S_3 < S \leq S_3 + S_2$$

$$R_C + R_b + (S - S_3 - S_2) \frac{R_a}{S_1} \quad S_2 + S_3 < S \leq S_S$$

(1-2)

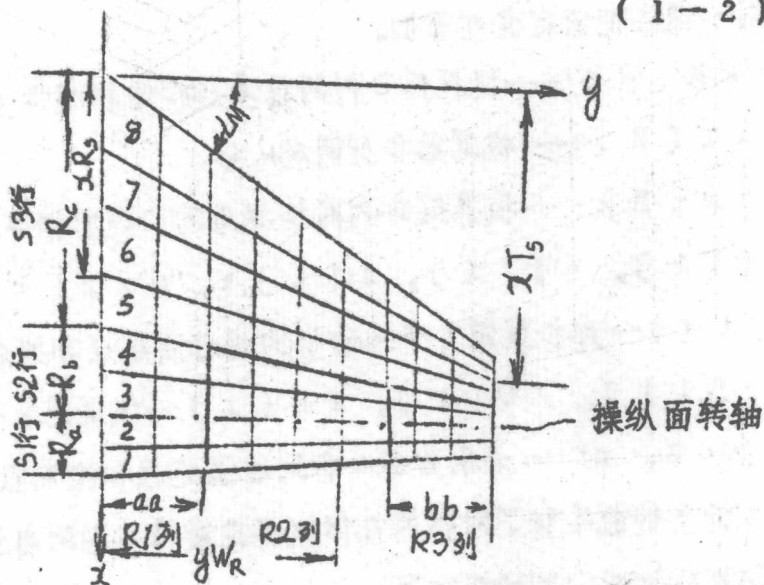


图 6

$$x_T(S) = \left. \begin{array}{l} \text{机翼前缘} \\ \begin{array}{l} \text{tgLM} \\ \text{tgLM} + \frac{T_c}{2} (1 - \cos(\frac{S}{S_3} \pi)) \quad 0 < S \leq S_3 \\ \text{tgLM} + T_c + (S - S_3) \frac{T_b}{S_2} \quad S_3 < S \leq S_2 + S_3 \\ \text{tgLM} + T_c + T_b (S - S_3 - S_2) \frac{T_a}{S_1} \quad S_2 + S_3 < S \leq S_S \end{array} \end{array} \right\} (1-3)$$

0

机翼根部 $R = 0$

$$y_W(R) = \left. \begin{array}{l} \frac{R}{R_1} a a \quad 0 < R \leq R_1 \\ y_W(R_1) + \frac{1}{2} (1 - a a - b b) \\ (1 - \cos((R - R_1) \frac{\pi}{R_2})) \quad R_1 < R \leq R_1 + R_2 \\ y_W(R_1 + R_2) + (R - R_1 - R_2) \frac{b b}{R_3} \quad R_1 + R_2 < R \leq R_R \end{array} \right\} (1-4)$$

有了网格的几何座标后，就可计算出离散马蹄涡附着涡的始点，终点和控制点的座标。

(1-2)(1-3)(1-4)中的 x_R , x_T , y_w 的意义见图(5)现在把它定义在下面。

$x_R[S]$ ——机翼第 S 行网格界线在机翼根弦上的 x 向座标。

$x_T[S]$ ——机翼第 S 行网格

$y_w[R]$ ——机翼第 R 列网格界线的 y 向座标令。

($x_1[i]$, $y_1[i]$, $z_1[i]$), ($x_2[i]$, $y_2[i]$, $z_2[i]$)——为机翼第 i 个马蹄涡的附着涡起点和终点的座标。

$x_D[i]$, $y_D[i]$, $z_D[i]$ ——机翼第 i 个控制点座标

K , b , K' , b' ——分别为每一行附着涡连线和控制点连线的斜率和在 x 轴上的截矩有了网格的几何座标离散马蹄涡附着涡的始点，终点和控制点的座标可计算如下。

$$y_1[i] = y_w[R-1]$$

$$y_2[i] = y_w[R]$$

$$y_D[i] = (y_1[i] + y_2[i]) / 2$$

$$z_1[i] = (y_1[i] - y_w[0]) \operatorname{tg} \psi \quad (1-5)$$

$$z_2[i] = (y_2[i] - y_w[0]) \operatorname{tg} \psi$$

$$z_D[i] = (z_1[i] + z_2[i]) / 2$$

$$x_1[i] = K \cdot y_1[i] + b$$

$$x_2[i] = K \cdot y_2[i] + b$$

$$x_D[i] = K' \cdot y_D[i] + b'$$

式中 ψ 为上反角

$$b = (x_R[S] + 3 \cdot x_R[S-1]) / 4$$

$$b' = (3x_R[S] + x_R[S-1]) / 4 \quad (1-6)$$

$$\left. \begin{aligned} K &= (x T[S] + 3 \cdot x T[S-1]) / 4 - b \\ K' &= (3 \cdot x T[S] - x T[S-1]) / 4 - b' \end{aligned} \right\}$$

上式中的R和S系网格i所在列和行的序号

三 马蹄涡的影响系数(见图7)

关于给出了空间任一可压缩后掠马蹄涡对空间点P(x, y, z)的诱导速度公式, 现在把它们列在下面。设马蹄涡的附着涡起点和终点分别为1(x₁, y₁, z₁)和2(x₂, y₂, z₂), 尾涡沿x轴伸向无穷远。现引用无量纲环量 $\gamma = \frac{\Gamma}{l V_\infty}$ 其中l为展长, 取半展长为1, 则诱导速度三个分量U, V, W与V_∞之比值分别是

$$\begin{aligned} \frac{U}{V_\infty}(x, y, z) &= \frac{\gamma}{2\pi} [(y-y_1)(z-z_2) - \\ &\quad - (y-y_2)(z-z_1)] A \\ &= K U(x_1, y_1, z_1, x_2, y_2, z_2; \\ &\quad x, y, z) \cdot \gamma \quad (1-7) \\ \frac{V}{V_\infty}(x, y, z) &= \frac{\gamma}{2\pi} [(z-z_1)(x-x_2) - (z-z_2)(x-x_1)] A \\ &\quad + \frac{\gamma}{2\pi} \left\{ \frac{z-z_1}{(z-z_1)^2 + (y-y_1)^2} (1 + \right. \\ &\quad \left. \frac{x-x_1}{\sqrt{(x-x_1)^2 + \beta^2 [(y-y_1)^2 + (z-z_1)^2]}} \right\} \\ &\quad - \frac{z-z_2}{(z-z_2)^2 + (y-y_2)^2} \\ &\quad \left\{ 1 + \frac{x-x_2}{\sqrt{(x-x_2)^2 + \beta^2 [(y-y_2)^2 + (z-z_2)^2]}} \right\} \\ &= K V(x_1, y_1, z_1; x_2, y_2, z_2; \\ &\quad x, y, z) \cdot \gamma \quad (1-8) \end{aligned}$$

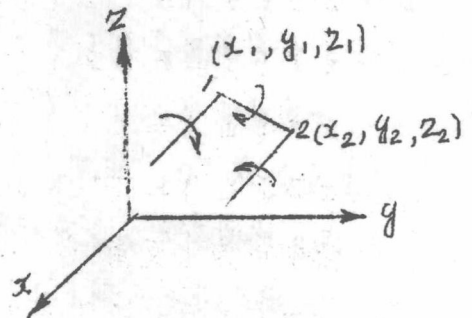


图 7

$$\begin{aligned}
\frac{W(x_1, y, z)}{V_\infty} &= \frac{\gamma}{2\pi} \{ (x-x_1)(y-y_2) - (x-x_2)(y-y_1) \} A \\
&+ \frac{\gamma}{2\pi} \left\{ \frac{y-y_1}{(z-z_1)^2 + (y-y_1)^2} \left(1 + \frac{x-x_1}{\sqrt{(x-x_1)^2 + \beta^2 [(y-y_1)^2 + (z-z_1)^2]}} \right) \right. \\
&+ \left. \frac{y-y_2}{(z-z_2)^2 + (y-y_2)^2} \left(1 + \frac{x-x_2}{\sqrt{(x-x_2)^2 + \beta^2 [(y-y_2)^2 + (z-z_2)^2]}} \right) \right\} \\
&= KW(x_1, y_1, z_1; x_2, y_2, z_2; x, y, z) \cdot \gamma \quad (1-9)
\end{aligned}$$

上列各式中

$$A = \frac{(C-B)}{D}$$

$$C = \frac{(x-x_1)(x_2-x_1) + \beta^2 (y-y_1)(y_2-y_1) + \beta^2 (z-z_1)(z-z_1)}{[(x-x_1)^2 + \beta^2 (y-y_1)^2 + \beta^2 (z-z_1)^2]^{\frac{1}{2}}}$$

$$B = \frac{(x-x_2)(x_2-x_1) + \beta^2 (y-y_2)(y_2-y_1) + \beta^2 (z-z_2)(z-z_1)}{[(x-x_2)^2 + \beta^2 (y-y_2)^2 + \beta^2 (z-z_2)^2]^{\frac{1}{2}}}$$

(2-10)

$$\begin{aligned}
D &= \beta^2 \{ (y-y_1)(z-z_2) - (z-z_1)(y-y_2) \}^2 \\
&+ \{ (x-x_1)(y-y_2) - (y-y_1)(x-x_2) \}^2 \\
&+ \{ (x-x_1)(z-z_2) - (z-z_1)(x-x_2) \}^2
\end{aligned}$$

上面公式中 KU , KV , KW 称为气动力影响系数。它仅是附着涡起点、终点和被扰动点座标的函数。

我们可以注意到 (1-7) (1-8) (1-9) 三个式子代表的
的是一个马蹄涡引起的影响系数及其诱导速度, (1-8) (1-9)