

高等学校教学用书

直升机空气动力计算

下 册

Б. Н. 尤里叶夫 編著



国防工业出版社

高等学校教学用书

直升机空气动力计算

下 册

Б. И. 尤里叶夫 編著

施祖蔭等 譯校

出版者的話

本书下册系根据苏联国防工业出版社1956年出版的B. H. 尤里叶夫院士所著“直升机空气动力計算”一书的第三、四部分譯出。其中介紹直升机帶水平速度的飞行和升力螺旋桨的經典理論。原书經苏联高等教育部审定为航空学院教科书。

譯出下册的同志：13—14章——范景祥，15、17—21章——屠兴，12、16章——張乐惠，全册由施祖蔭同志最終整理和校訂。

苏联B. H. Юрьев著 ‘Аэродинамический расчет вертолетов’
(Оборонгиз 1956年第1版)

国防工业出版社

北京市书刊出版业营业許可証出字第074号
机械工业出版社印刷厂印刷
新华书店科技发行所发行 各地新华书店經售

850×1168 $1/32$ 印張 $6\frac{5}{8}$ 162千字

1960年11月第一版

1960年11月第一次印刷

印数：0,001—3,000册 定价：(10-5)0.93元

NO 3422

目 录

第三部分 带水平速度的飞行

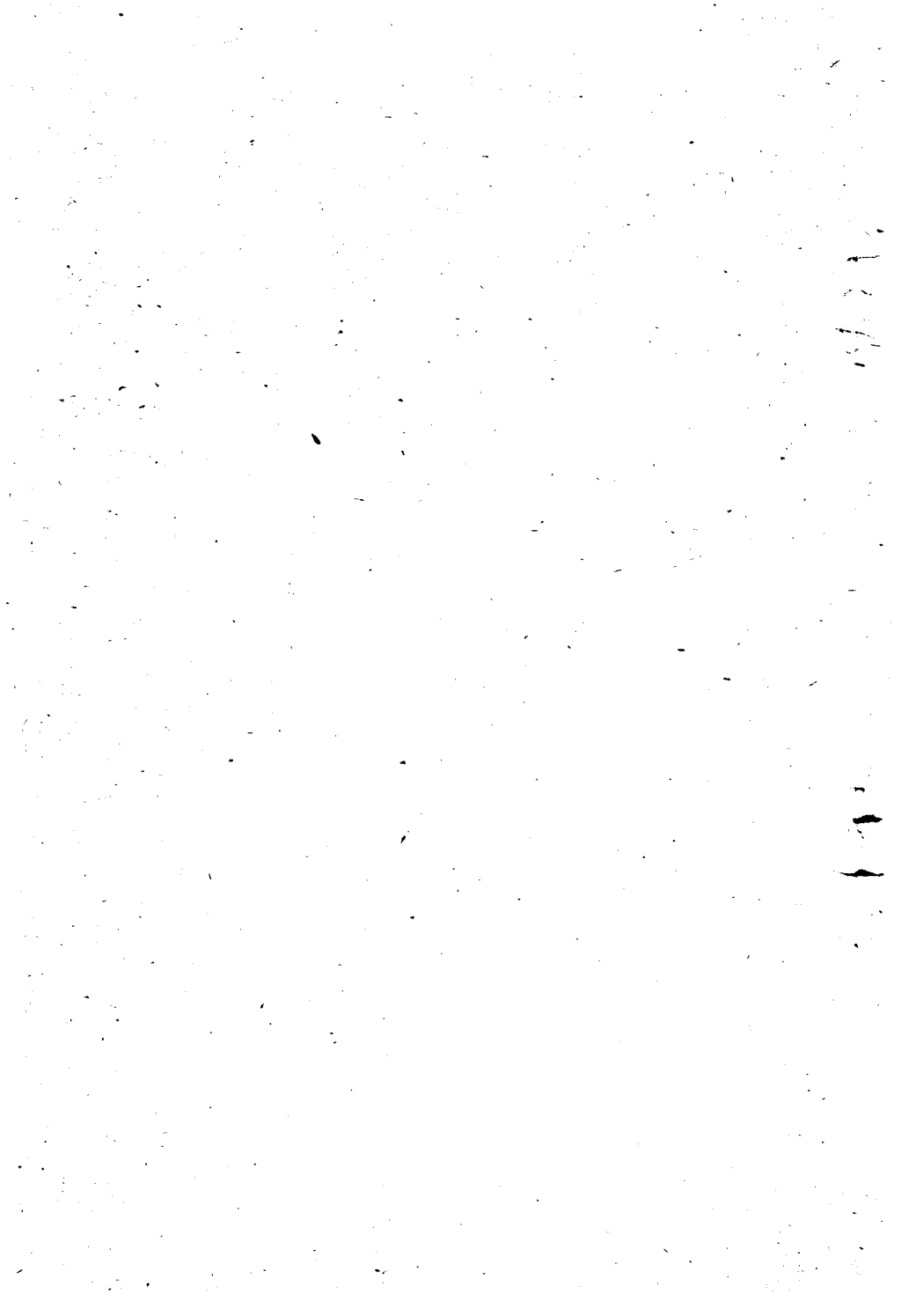
第十二章 带水平速度飞行时升力螺旋桨上的特性角及特性速度	7
§ 12.1 总拉力 T 与座标轴形成的角	7
§ 12.2 升力螺旋桨桨盘的吹风速度及洗流角	11
§ 12.3 孤立升力螺旋桨斜吹时的诱导速度	14
§ 12.4 升力螺旋桨及机翼的相互影响	22
§ 12.5 直升机的平衡角 δ_B	30
第十三章 作用于升力螺旋桨上的力及其需用功率	39
§ 13.1 升力螺旋桨的诱导阻力	39
§ 13.2 整个升力螺旋桨的翼型阻力	41
§ 13.3 角 ϵ_i , ϵ_p , δ_s 和 δ_B 与作用于升力螺旋桨上的力的关系	44
§ 13.4 斜吹时升力螺旋桨的需用功率	45
§ 13.5 按照相互影响的平均速度来计算复杂形式的直升机	50
第十四章 各种状态上直升机的空气动力计算	53
§ 14.1 直升机空气动力计算的课题	53
§ 14.2 直升机稳定运动方程式	54
§ 14.3 直升机的腹阻力	56
§ 14.4 直升机按拉力法的空气动力计算	61
§ 14.5 直升机按功率法的空气动力计算	67
§ 14.6 直升机的下滑	74
§ 14.7 关于第二次近似计算的方法	84
第十五章 斜吹时桨叶的挥舞运动和升力螺旋桨拉力系数的第一次近似计算	86
§ 15.1 问题的提出	86

§ 15.2 斜吹中升力螺旋桨的拉力系数	87
§ 15.3 桨叶的锥角和挥舞运动	94
§ 15.4 具有垂直铰时桨叶轴线在旋转平面内的偏转	103
§ 15.5 翼型攻角	105
第十六章 各种样式直升机的空气动力计算和比较	110
§ 16.1 复杂“翼框”的近似诱导理论的基础	110
§ 16.2 应用到升力螺旋桨上	116
§ 16.3 大平飞速度时各种直升机的比较	119
§ 16.4 带机翼的直升机	123
§ 16.5 直升机与飞机的比较	126

第四部分 升力螺旋桨的经典理论

第十七章 桨叶的挥舞运动	130
§ 17.1 桨叶挥舞运动问题的研究历史过程	130
§ 17.2 升力螺旋桨桨盘的吹风速度	131
§ 17.3 桨叶挥舞运动问题	132
§ 17.4 叶素的吹风速度	134
§ 17.5 抛弃高阶谐波函数法	137
§ 17.6 $\overline{W}_x$, $\overline{W}_y$, $\overline{W}_x^2$, $\overline{W}_y^2$ 和 $\overline{W}_x \overline{W}_y$ 展开式的计算	139
第十八章 有自由挥舞桨叶的升力螺旋桨	142
§ 18.1 自由桨叶的挥舞运动	142
§ 18.2 拉力系数 C_T 的计算	147
§ 18.3 作用在桨叶和整个升力螺旋桨上的力和力矩	150
§ 18.4 经典理论中自由挥舞桨叶的绕流	156
§ 18.5 升力螺旋桨理论中桨尖损失的计算	157
第十九章 具有自动倾斜器和挥舞调节器的升力螺旋桨的工作	159
§ 19.1 自动倾斜器和挥舞调节器的运动学	159
§ 19.2 一般情况下当自动倾斜器和挥舞调整器作用时桨叶的 挥舞运动	163
§ 19.3 自动倾斜器和挥舞调整器作用时的拉力系数	167
§ 19.4 升力螺旋桨经典理论的评论	169

第二十章 特种形式的升力螺旋桨	173
§ 20.1 带有铰板式桨毂没有铰角的升力螺旋桨	173
§ 20.2 带有刚性桨毂的升力螺旋桨	179
第二十一章 桨叶的惯性载荷	182
§ 21.1 离心力	182
§ 21.2 哥氏力和哥氏力矩	184
§ 21.3 桨叶挥舞引起的惯性力	188
§ 21.4 升力螺旋桨桨毂上谐函数的平衡	189
§ 21.5 对于桨叶纵轴的惯性力矩	195
附录	198
1. 当 $\sigma_M = 18$ 时按 H. E. 儒柯夫斯基 $2/3$ 次方公式确定拉力的 图线	198
2. 量 D , R , R^4 , R^5 和 F	199
3. 量 n , n_s , ω , ω^2 和 ω^3	200
4. 国际标准大气简表	202
5. 三叶飞机金属螺旋桨 ЦАГИЗ-СМВ-3 的空气动力特性	203
А) 螺旋桨模型图, 尺寸单位为毫米	203
Б) 角 φ , $\bar{b}$ 和 $\bar{c}$ 随 $\bar{r}$ 改变的关系	203
В) 原地工作时 α 随 β 改变的关系	203
Г) 3-СМВ-3 螺旋桨族的标准图 (试验系在有机翼模型时进行的)	204
参考文献	205



第三部分 带水平速度的飞行

第十二章 带水平速度飞行时 升力螺旋桨上的特性角及特性速度

§ 12.1 总拉力 T 与座标轴形成的角

为了了解带水平速度飞行时升力螺旋桨的工作，研究升力螺旋桨拉力与座标轴形成的角度以及得出计算所需的这些角度之间的关系是极其重要的。在本节中，我们只研究位于直升机飞行平面内的角度。拉力还有不大的侧向偏斜，但在本章中我将认为，它们已被飞行员用自动倾斜器消除了。

图 12.1 示所谓“斜吹”情况下的升力螺旋桨。桨毂的轴线给出体轴系座标轴 Oy_1 的位置。垂直于该轴的平面称为构造旋转平面。按照我们的规定，如图所示，体轴 Ox_1 指向前方。如果迎面气流速度为零，则升力螺旋桨的拉力 T_0 将沿着体轴或构造轴 Oy_1 方向。

如果现在直升机开始沿带尾箭头 V_0 的方向运动，则拉力的大小将改变，并将占有新的位置 T 。借助于角度 φ_1 的改变，驾驶员仍可使拉力实际上等于直升机的重量。假定速度 V_0 与构造旋转平面形成所谓的构造攻角 α_K 。画出图上所示的速度座标轴 Ox ， Oy 。 Oy 轴与 Oy_1 轴之间的夹角将等于 α_K ；在直升机状态上，这个角度的符号将是负的，因为在图 12.1 上由 Oy 轴到 Oy_1 轴来量计这个角度将是沿反时针方向的。在图上，我们以明显的形式示出这个符号。应该注意，按照第二章的规定，一切角度均应严格根据座标轴来取。拉力后偏，亦即它由位置 T_0 转到位置 T ，一般是

$$\operatorname{tg} \tau = -\frac{X}{Y} \quad (12.2')$$

M. Л. 密尔及 B. H. 雅罗申柯的著作^②最早指出在气动计算中应用这个角度的方便之处。这完全类似于机翼：机翼的升阻比与总空气动力角度之间有下列关系：

$$\operatorname{tg} \tau = \frac{Q}{Y} = -\frac{X}{Y} = \frac{1}{K},$$

式中 Q 为机翼的迎面阻力， Y 为机翼的升力，而 $K = \frac{C_p}{C_x}$ 为机翼的升阻比。

在直升机上则得负号，因为此时力 X 指向前方，而角 τ 为负值。还应指出，当装有水平铰时，桨叶不在构造平面 Ox_1 内旋转，而是在与垂直于拉力 T 的平面接近的某一平面内旋转。以后我们还要详细研究这个问题。

空气动力计算时我们将确定角 τ 及 δ_x ；而角 δ_B 将由部位安排给定。根据这些量，在计算结束时按公式 (12.1) 和 (12.2) 可以很容易找出构造攻角

$$\alpha_K = \tau - \delta_B \quad (12.3)$$

以及为平衡直升机所需的拉力 T 的偏转角（由操纵自动倾斜器得到）

$$\delta_{AH} = \delta_B - \delta_x \quad (12.4)$$

图 12.1 画出升力螺旋桨正常工作时的位置，其构造攻角 α_K 及特性角 τ 均为负值。在某些装有推进螺旋桨的直升机及旋翼机上，可以用正攻角飞行。直升机的下滑也是在正值 α_K 及 τ 角下进行的。

在这种情况下，所有得出的给出各角间关系的公式由于严格遵守符号规则而仍然有效。图 12.2 示正值攻角 α_K 时的螺旋桨，可以立即写出： $\tau = \alpha_K + \delta_x + \delta_{AH} = \alpha_K + \delta_B$ ； $\alpha_K = \tau - \delta_B$ ； $\delta_{AH} + \delta_x = \delta_B$ 及 $\delta_{AH} = \delta_B - \delta_x$ ，亦即可以立即写出前已得到的公式 (12.1)，(12.2)，(12.3) 及 (12.4)。

● 空军技术1946年第11期“直升机的气动力计算”。

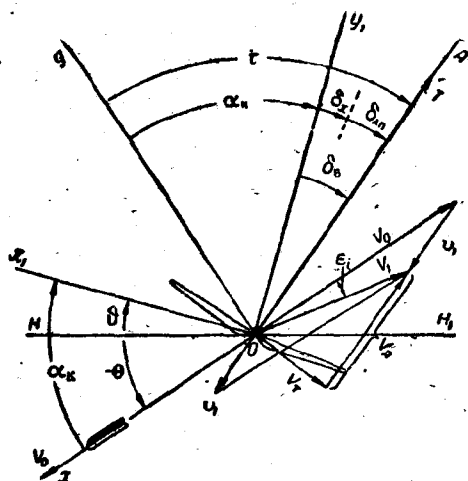


图12.2 下滑状态 ($\alpha_k > 0$) 上的特性角及特性速度。

上升角及俯仰角

图 12.1 上还示出了两个很重要的角，它们表征直升机相对于地面的运动。这就是飞行速度 V_0 与水平线 (HH_1 直线) 所形成的上升角 θ 以及构造旋转平面 (Ox_1 直线) 与水平线所形成的俯仰角 ϑ 。由图可见，这两个角度间有直接联系

$$\theta = \vartheta - \alpha_k,$$

或

$$\vartheta = \theta + \alpha_k. \quad (12.5)$$

机身轴线 (通常平行于座舱地板) 差不多总是与构造旋转平面形成某一角度 φ_Φ 。我们将称它为机身轴线的安装角。因而，飞行时地板 (机身轴线) 的倾斜角将是

$$\vartheta_\Phi = \vartheta + \varphi_\Phi = \theta + \alpha_k + \varphi_\Phi \quad (12.6)$$

(参看图 12.1)。这些公式在 $\alpha_k \leq 0$ 时都是正确的 (参看图 12.2)。

§ 12.2 升力螺旋桨桨盘的吹风速度及洗流角

下面从冲量理论的观点来研究一下工作升力螺旋桨的迎面气流(参看图12.1)。如图所示,未扰动的空气以速度 V_0 流向桨盘。在这个速度上加上由于升力螺旋桨工作所引起的诱导速度 v_1 (吸入速度)。我们将取它在桨盘上的平均值,亦即认为它是一常数。这个速度与每秒流过的空气质量的乘积应该等于实际拉力 T 。这个速度的方向正好与拉力 T 相反。按照第二章所述的符号规则,当拉力 T 为正时,这个速度是正的,在正常飞行时指向下方。

将未扰动的气流速度 V_0 与诱导速度 v_1 向量相加,我们得到穿过桨盘的空气合速度 V_1

$$\vec{V}_1 = \vec{V}_0 + \vec{v}_1. \quad (12.7)$$

力 T 决定升力螺旋桨气动轴 OA 的方向。现代直升机的铰接桨叶斜吹时有挥舞运动(参看第十五章),理论及试验证明,它不绕构造轴 Oy_1 而差不多正好绕气动轴 OA 旋转。此二轴间的夹角等于 δ_E 。

对气动计算来说最好把气流速度 V_1 分解为两个分量:沿气动轴的 V_A 及垂直于它的 V_T 。我们将称速度 V_A 为空气通过升力螺旋桨桨盘的流入速度,它偏离 Oy_1 轴的角度为 $\delta_E = \delta_0 + \delta_{AH}$ 。而速度 V_T 称为沿着这个桨盘的侧滑速度。

由图12.1直接看出

$$V_A = -V_0 \sin \tau + v_1 \quad (12.8)$$

及

$$V_T = V_0 \cos \tau. \quad (12.9)$$

在第一个公式中取减号是因为 $\tau < 0$ 。

桨盘平面上的气流合速度现在可以写为

$$V_1 = \sqrt{V_A^2 + V_T^2}. \quad (12.10)$$

所有速度的符号均按第二章所述的统一规则取定。角 τ 及 α_x 在直升机状态上具有负号(已在图上示出)。速度 V_1 与 V_0 间的夹角叫

做誘導洗流角，在誘阻理論中用 ε_i 表示。不管是在機翼理論中或是在螺旋槳理論中，這個角均起着很大的作用。現在來找它的值。角 $\varepsilon_i = \angle Oad - \angle ead$ ，但 $\angle Oad = \arctg \frac{V_A}{V_T}$ ，而 $\angle ead = -\tau$ （見圖12.1）。因此，

$$\varepsilon_i = \arctg \frac{V_A}{V_T} + \tau. \quad (12.11)$$

這個角度還可以近似但具高精度地由下述見解算出：在所有的飛行狀態上， ε_i 值均小，約為 $2 - \frac{1}{2}^\circ$ 。如果在圖12.1上從 b 點引 Ob 綫的垂綫 bc ，則角 $abc = \tau$ ，並且由所得的小三角形（它可以認為是一直角三角形）得綫段

$$\overline{bc} = v_1 \cos \tau,$$

以弧度為單位的小洗流角將為

$$\varepsilon_i \approx \frac{\overline{bc}}{V_0} = \frac{v_1}{V_0} \cos \tau. \quad (12.12)$$

公式(12.11)及(12.12)給出了實際上相同的結果。

無因次（或相對）速度

我們已經知道，在螺旋槳理論中應用 H. E. 儒柯夫斯基及 B. П. 維特金所引用的相對速度是很方便的。相對速度數值上等於任一速度與槳尖圓周速度 $U = R\omega$ 的比。這些速度一律用有名速度的字母寫出，但在其上加一橫綫。這樣，我們得到

$$\left. \begin{aligned} \overline{V}_A &= \frac{V_A}{R\omega}, & \overline{V}_0 &= \frac{V_0}{R\omega}, \\ \overline{V}_T &= \frac{V_T}{R\omega}, & \overline{v}_1 &= \frac{v_1}{R\omega}, \\ \overline{V}_1 &= \frac{V_1}{R\omega} \text{ 等等。} \end{aligned} \right\} \quad (12.13)$$

把所有已導出的公式都除以 $R\omega$ ，並引進上述代號後，我們得到升力螺旋槳理論的主要表達式：

$$\overline{V}_A = -\overline{V}_0 \sin \tau + \overline{v}_1, \quad (12.14)$$

$$\overline{V}_T = \overline{V}_0 \cos \tau, \quad (12.15)$$

$$\bar{V}_1 = \sqrt{\bar{V}_T^2 + \bar{V}_A^2}, \quad (12.16)$$

$$\varepsilon_i = \arctg \frac{\bar{V}_A}{\bar{V}_T} + \tau, \quad (12.17)$$

或

$$\varepsilon_i \approx \frac{v_1}{V_0} \cos \tau. \quad (12.18)$$

很容易看出，升力螺旋桨的工作状态可以用任意两个量给定： $\bar{V}_0$ 和 α_K （或 $\tau = \alpha_K + \delta_B$ ）； $\bar{V}_A$ 和 $\bar{V}_T$ ； $\bar{V}_T$ 和 α_K 等。

应该指出，从图 12.2 看到，当 $\tau > 0$ 时这些公式仍然有效。

在直升机状态上飞行时 $\tau < 0$ 而 $V_A > 0$ 。

在旋翼机状态上 $\tau > 0$ 而 $V_A < 0$ ，并且空气由下向上穿过桨盘。这时 $\alpha_K = \tau - \delta_B > 0$ 。

对轴向速度 V_A 及切向速度 V_t (λ 及 μ) 的说明

某些著者为了简化计算取诱导速度 v_1 沿构造旋转轴 Oy_1 方向，而不是沿拉力 T 的方向。此时代替公式 (12.11) 及 (12.12) 得下列表达式

$$\varepsilon_i = \arctg \frac{V_{y1}}{V_{x1}} + \alpha_K \approx \frac{v_1}{V_0} \cos \alpha_K, \quad (12.19)$$

其中， V_{x1} 及 V_{y1} 为速度 V_1 沿轴 Ox_1 及 Oy_1 的分量。

在研究桨叶的挥舞运动时我们将利用速度 V_{x1} 及 V_{y1} 。为了简化公式的书写，今后我们将用叫作轴向速度的 $\bar{V}_A$ 代替 $\bar{V}_{y1}$ ，并以叫作气流切向速度的 $\bar{V}_t$ 代替 $\bar{V}_{x1}$ 。

这时，公式 (12.14) 及 (12.15) 可以这样写出：

$$\bar{V}_A = -\bar{V}_0 \sin \alpha_K + \bar{v}_1 = -\lambda, \quad (12.20)$$

$$\bar{V}_t = \bar{V}_0 \cos \alpha_K = \mu, \quad (12.21)$$

式中 λ 及 μ 是英美标准中这些速度的代号。在不同著者的著作中我们会遇到这些代号（见第二章）。

速度 $\bar{V}_{x1}$ 及 $\bar{V}_{y1}$ 与速度 $\bar{V}_A$ 及 $\bar{V}_T$ 之间有着简单的关系。将速度 $\bar{V}_A$ 及 $\bar{V}_T$ 投影到体轴系 Ox_1y_1 的各轴上，按图 12.3 分别得到

$$\bar{V}_x = \bar{V}_T \cos \delta_E - \bar{V}_A \sin \delta_E,$$

$$\bar{V}_y = \bar{V}_T \sin \delta_E + \bar{V}_A \cos \delta_E.$$

δ_E 角很小，通常小于 3° ，因此可以取 $\sin \delta_E \approx \delta_E$ 及 $\cos \delta_E \approx 1$ 。这样，我們得到

$$\bar{V}_x = \bar{V}_T - \bar{V}_A \delta_E \approx \bar{V}_T,$$

$$\bar{V}_y = \bar{V}_T \delta_E + \bar{V}_A.$$

第一个公式中的第二項比第一項小得多，因而可以忽略不計。最終得

$$\left. \begin{aligned} \bar{V}_x &= \bar{V}_T = \mu, \\ \bar{V}_y &= \bar{V}_A + \bar{V}_T \delta_E = -\lambda. \end{aligned} \right\} \quad (12.22)$$

对于空气动力計算来讲，速度 V_A 及 V_T 有許多优点，使所有公式大为簡化，因此，在闡述空气动力計算及直升机平衡的各章中，我們將采用它們。

§12.3 孤立升力螺旋桨斜吹时的誘导速度

为了进一步发展理論，我們应当会找出升力螺旋桨桨叶扫掠盘上的平均誘导速度 v_1 。为此，我們利用誘导阻力理論，它給出任何升力系統的普遍公式。这个理論在所有大本理論空气动力学及实验空气动力学教程中均有詳尽的叙述（例如，参看国防工业出版社1938年版，B. H. 尤里叶夫著“实验空气动力学”第二卷）。它应用到直升机計算上的可能性是1928年洛克及葛洛烏尔特首先指出的。現在，我們来談談它的基本原理。

机翼或任一升力系統与图 12.4 所示的渦系等价。在这里我們用沿着翼展的所謂儒氏附着渦代替机翼。它們以渦面的形式离开机翼。这些渦在机翼周圍的空气中产生所謂的誘导速度。在环量沿翼展按橢圓規律变化的机翼情况下（“橢圓机翼”），沿着整个翼展上的垂直下洗速度 v_1 都是一样的。在机翼后面半个翼展的

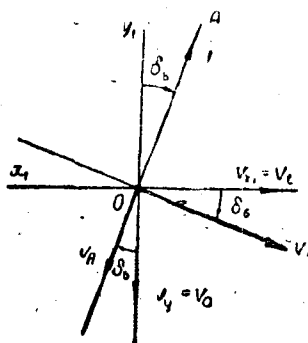


图12.3 由速度 V_T 及 V_A 轉換到速度 $V_{x1}=V_T$ 及 $V_{y1}=V_A$ 。

地方，这个速度沿翼展仍然差不多保持为一常数，其数值大约增加一倍，即

$$v_2 = 2v_1. \quad (12.23)$$

由诱导理论可以找到诱导速度，亦即空间任一点 (x, y, z) 上由涡所引起的速度，得到这些速度的三个分量 v_x, v_y, v_z 。在这个理论中涡的影响虽然扩延到无穷远处，但是它迅速减弱。因此在近似计算中可以认为，升力系统仅作用于管状的滑流上（图 12.5），并在其中诱导出一个平均诱导速度 v_1 ，它在垂直于 V_1 且通过升力系统中心的截面上。假定滑流的这个截面积等于 F_∞ 。此时就很容易按系统的每秒升力冲量，亦即按力 T ，算出诱导速度 v_1 。事实上，每秒钟通过的空气质量等于 $m = \rho F_\infty V_1$ ；一秒钟内沿垂直方向的动量变化将是 $m 2v_1 = 2\rho F_\infty V_1 v_1$ ；它应该等于拉力 T 在一秒钟内的冲量，亦即

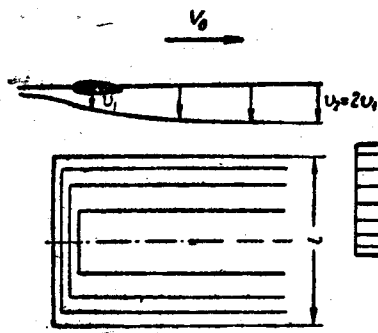


图 12.4 机翼 ($v_2 = 2v_1$) 上的涡。

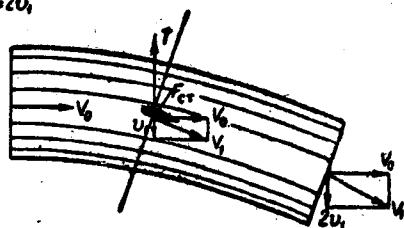


图 12.5 升力螺旋桨的等价滑流：

v_1 —诱导速度。

$$T = 2\rho F_\infty V_1 v_1, \quad (12.24)$$

由此，

$$v_1 = \frac{T}{2\rho F_\infty V_1}. \quad (12.25)$$

应该指出，我们已经在讨论轴向速度下工作的螺旋桨的第七章中得到完全相同的公式（参看 § 7.6）。因此，冲量理论以一个公式包括了机翼的工作及轴向吹风和斜吹风螺旋桨的工作。虽然它

具有近似性质，但上述这一点也说明它有极大的实际价值。速度 v_1 通常可以急剧地沿桨盘改变，但是，以后将看到，利用按照实际拉力 T 的冲量算出的平均速度 v_1 ，不管是在前几章已介绍的轴向吹风情况下或是在斜吹情况下，都可以足够精确地求出升力螺旋桨的需用功率。

悬停状态（此时 $V_0=0$ ）是升力螺旋桨轴向工作的特殊情况。这时 $V_1=v_{1B}$ ，且

$$T_B = 2\rho F_c v_{1B}^3$$

脚标“B”表示讨论的是悬停状态。由此找到

$$v_{1B} = \sqrt{\frac{T}{2\rho F_c}} \quad (12.26)$$

速度 v_{1B} 在螺旋桨理论中起着很大的作用，我们将称它为升力螺旋桨的特性速度。滑流截面积 F_c 又是怎样的呢？原来，对于理想机翼来讲，它等于半径等于半翼展的圆面积，亦即

$$F_c = \pi \left(\frac{l}{2}\right)^2 \quad (12.27)$$

理论上讲，升力螺旋桨也是一个椭圆（圆形）机翼，如果它没有桨尖损失，则也可以取同样的面积。桨尖损失的问题已在 §8.6 中介绍过，因此，这里我们就引用桨尖损失，并认为滑流面积稍小于上述的圆面积，亦即

$$F_c = \kappa F = \kappa \frac{\pi D^2}{4} \quad (12.28)$$

因此，以后我们将以 κF 代替 F_c 来到处引用桨尖损失。公式 (12.25) 此时可改写为

$$v_1 = \frac{T}{2\kappa\rho F V_1} \quad (12.25')$$

它对应于带水平速度的飞行。悬停状态上升力螺旋桨工作的公式 (12.26) 可改写为

$$v_{1B} = \sqrt{\frac{T}{2\rho F_c}} = \sqrt{\frac{T}{2\rho\kappa F}} = \sqrt{\frac{p}{2\rho\kappa}} \quad (12.29)$$

或引入 $\rho = \frac{\Delta}{\delta}$ 后，得出很方便的计算公式