

高速空气动力学及喷气技术丛书

七 卷 七

高速飞机部件空气动力学

上 册

A. F. 道諾文、H. R. 勞倫斯 編

國防工業出版社

出版者的話

高速空气动力学及噴气技术丛书，是一套系統总结各資本主义国家在高速空气动力学及噴气技术方面的近代成就的巨著。本书是該丛书的第七卷，是第六卷的續篇。书中对超音速与高亚音速时，飞机各部分的空气动力及其相互干扰的各种理論方法的基本原理与特点，作了系統論述。理論研究結果与实验数据进行了比較。书中很着重物理概念，并且提供了大量計算公式与图表。因此，本书对飞机与導彈設計人員、空气动力学工作者以及有关的大学教师、研究生与大学生，均有参考价值。

为了便于讀者使用，中譯本将分两册出版。上册包括原著的前三章，即机翼高速空气动力学、細长体高速空气动力学以及相互干扰等章。

高速空气动力学及噴气推进丛书卷七

高速飞机部件空气动力学

上 册

A. F. 道諾文, H. R. 勞倫斯編

安继光譯

国防·工業出版社 出版

北京市书刊出版业营业許可証出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店經售

国防工业出版社印刷厂印刷

*

850×1168¹/₃₂ 印張 16¹¹/₁₆ 458 千字

1963 年 1 月第一版 1963 年 1 月第一次印刷

印数: 0,001—1,500 册 定价: (11-9)3.45 元

統一書号: 15034·626

出版者的話

高速空气动力学及噴气技术丛书，是一套系統总结各资本主义国家在高速空气动力学及噴气技术方面的近代成就的巨著。本书是該丛书的第七卷，是第六卷的續篇。书中对超音速与高亚音速时，飞机各部分的空气动力及其相互干扰的各种理論方法的基本原理与特点，作了系統論述。理論研究結果与实验数据进行了比較。书中很着重物理概念，并且提供了大量計算公式与图表。因此，本书对飞机与導彈設計人員、空气动力学工作者以及有关的大学生、研究生与大学生，均有参考价值。

为了便于讀者使用，中譯本将分两册出版。下册包括原著的后四章，即高速螺旋桨、扩压器与噴管、不定常机翼的空气动力特性、跨音速与超音速时机翼的实验空气动力学等章。

高速空气动力学及噴气推进丛书卷七

高速飞机部件空气动力学

下 册

A. F. 道諾文, H. R. 勞倫斯編

安继光譯

国防工业出版社 出版

北京市书刊出版业营业許可証出字第 074 号

新华书店北京发行所发行 各地新华书店經售

国防工业出版社印刷厂印刷

*

850×1168^{1/32} 印張 9^{6/16} 257 千字

1963 年 1 月第一版 1963 年 1 月第一次印刷

印数：0,001—1,500 册 定价：(11-9)1.95 元

統一书号：15034·645

下 册 目 次

第四部分(D) 高速螺旋桨

C. B. 斯密斯

D,1 引言	335
D,2 简单叶素理论	535
D,3 作用在叶素上的空气动力	540
D,4 整个螺旋桨的拉力、扭矩及效率	547
D,5 拉力及扭矩的无因次形式	549
D,6 最高效率的螺距分布	551
D,7 最有利螺距分布情况下的最大效率	556
D,8 相对于既定吸收功率的最有利螺距分布	558
D,9 理想螺旋桨	563
D,10 既定平面形状及既定厚度分布的螺旋桨的性能	567
D,11 平面形状、厚度分布以及飞行马氏数对螺旋桨性能的影响	568
D,12 实际应用上的问题	570
D,13 所引用的参考文献	571

第五部分(E) 扩压器及喷管

J. C. 爱伐得

第一章 扩压器及进气口	573
E,1 一元方程式	573
E,2 边界层分离的效应	582
E,3 超音速扩压过程	590
第二章 排气喷管及射流	628
E,4 用一元方程式来估计排气喷管的推力	628
E,5 飞机引射器	636
E,6 亚音速非压缩性射流的分布特性	639
E,7 超音速射流的分布特性	641

高速空气动力学及喷气推进丛书

卷 七

高速飞机部件空气动力学

上 册

A. F. 道諾文、H. R. 勞倫斯編

安 继 光 譯



國防工業出版社

1963

高速空气动力学及喷气推进丛书

卷 七

高速飞机部件空气动力学

下 册

A. F. 道諾文、H. R. 勞倫斯編

安 继 光 譯



國防工業出版社

1963

譯者序

自 1947 年开始，在美国陆海空三軍研究部的贊助下，潑林斯东大学拟定了一个“航空学出版规划”，准备出版一套“高速空气动力学与噴气推进”丛书。整个丛书共計 12 卷，分別由一百余位科学家及工程师执笔編写。1954 年后，这套丛书开始陸續出版。

这套丛书全面而系統地總結了过去十多年来在高速空气动力学、气体动力学、燃燒及噴气推进各有关領域方面的基本知識，并且在某些方面还提供了新的理論方法。虽然本丛书的絕大部分內容早在論文、报告以及书籍中发表过，但是把这些巨量的資料汇集整理在一起，却是很有价值的，特别是各个章节都是由这方面的杰出专家編写的。在每一章后面都附有詳細的参考文献目录，足以反映出西方国家在这方面的发展过程及目前水平，为研究工作者打开了方便之門。本丛书可供有关学者、工程师参考，但对高等院校教师及大学生也很有裨益。

本丛书十二卷的书名及編者如下：

I. 热力学及物质物理学 (Thermodynamics and Physics of Matter)，編者罗西尼 (F. D. Rossini)；

II. 燃燒过程 (Combustion Processes)，編者来維斯 (B. Lewis)、皮斯 (R. N. Pease) 及泰勒 (H. S. Taylor)；

III. 气体动力学基础 (Fundamentals of Gas Dynamics)，編者爱芒斯 (H. W. Emmons)；

IV. 层流及轉换为紊流的过程 (Laminar Flows and Transition to Turbulence)，編者林家翹；

V. 紊流与热傳导 (Turbulent Flows and Heat Transfer)，編者林家翹；

VI. 高速空气动力学理論 (General Theory of High Speed Aerodynamics)，編者西亚斯 (W. R. Sears)；

VII. 高速飞机部件空气动力学 (Aerodynamic Components of Aircraft at High Speeds), 編者道諾文 (A. F. Donovan) 及勞倫斯 (H. R. Lawrence);

VIII. 飞机的高速問題及实验方法 (High Speed Problems of Aircraft and Experimental Methods), 編者道諾文 (A. F. Donovan)、勞倫斯 (H. R. Lawrence)、高达得 (F. Goddard) 及吉尔罗斯 (R. L. Gilruth);

IX. 气体动力学及燃燒中的物理測量 (Physical Measurement of Gas Dynamics and Combustion), 編者勒登堡 (R. W. Ladenburg)、米維斯 (B. Lewis)、皮斯 (R. N. Pease) 及泰勒 (H. S. Taylor);

X. 渦輪机与压气机空气动力学 (Aerodynamics of Turbines and Compressors), 編者豪松 (W. R. Hawthorne);

XI. 燃气輪机动力裝置的設計及性能 (Design and Performance of Gas Turbine Power Plants), 編者豪松 (W. R. Hawthorne) 及奥尔生 (W. T. Olsen);

XII. 噴气式发动机 (Jet Propulsion Engines), 編者兰开斯透 (O. E. Lancaster)。

本书是这套丛书的第七卷, 討論高速飞机部件的空气动力問題; 其中对各种理論方法作了全面討論, 还提供了大量实验資料。本书的某些内容在其他书籍中是罕見的, 例如飞机各部件的干扰問題、噴气发动机进气道的空气动力問題以及高速螺旋桨問題等。由于本书的各部分内容是由不同作者編写的, 所以全书的連貫性較差, 并且有些内容过于繁瑣, 而另一些又过于簡陋。此外, 各部分所采用的符号也不統一。翻譯时发现的原书錯誤已予以改正。在翻譯过程中曾参考俄譯本“Аэродинамика частей самолета при больших скоростях”, 并引用了其中的注釋。

第七卷前言

本卷的基本内容是高速飞机设计师所最感兴趣的空气动力知识。由于篇幅的限制，本卷只限于讨论飞机的各个部分：机翼（作定常运动及不定常运动）、机身[●]、螺旋桨、扩压器与喷管以及各部分的干扰效应。整架飞机的空气动力问题，例如飞行性能、空气弹性学、安定性及操纵性等，将在第八卷中论述。

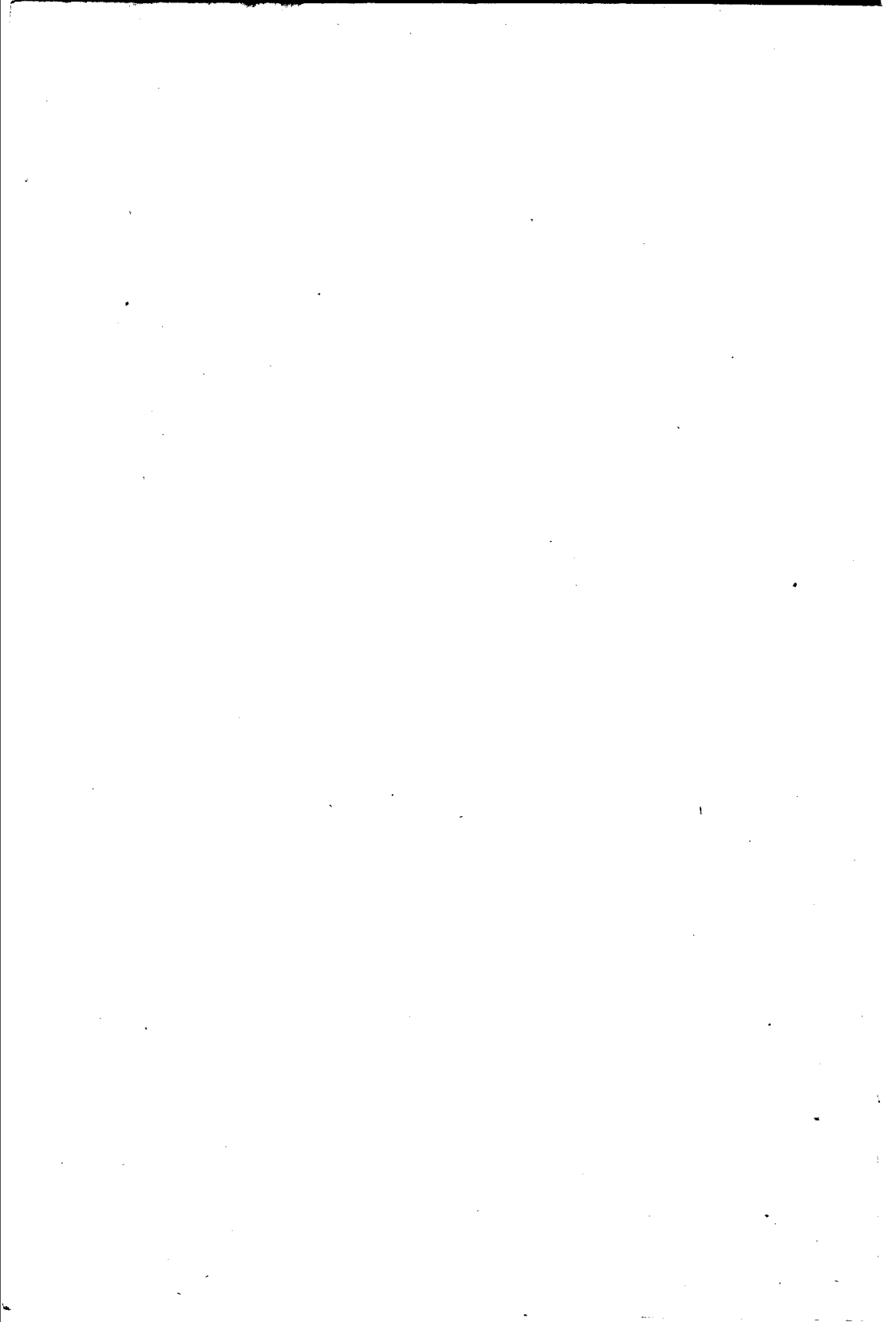
在本卷的第一部分中，R. T. 琼斯及道利斯·考汗广泛地讨论了定常状态的机翼空气动力理论。这部分中的流函数表对于从事实际工作的空气动力学工作者特别有用。接着的是克林东·勃朗编写的机身高速空气动力学，其中包括通常少见的非圆截面机身，因此很有参考价值。C. 费拉利所写的那部分内容是机翼、机身、尾翼及螺旋桨之间的干扰问题，由 R. 克拉默尔译成英文。这一部分的价值在于收集总结了散见于各种文献中的大量资料。在 C. B. 斯密斯编写的那部分中，讨论了高速螺旋桨，包括超音速螺旋桨。J. C. 爱伐得所写关于扩压器及喷管的部分，完整地讨论了高速推进系统的外部空气动力学。I. E. 加利克的讨论不定常机翼性能的部分，乃是研究空气弹性问题的基础。最后是 C. W. 弗利克所写的机翼实验空气动力学，其中清晰地阐述了空气动力理论的成就及因假设而在应用上所造成的限制。

本卷编者

阿伦·F. 道诺文

赫尔勃尔脱·R. 劳伦斯

● 原文 bodies 系指细而长的物体，其中包括机身-发动机舱、浮筒以及导弹的弹体等。在这里“机身”是指其广义而言——译者。



上册目次

第一部分(A) 机翼高速空气动力学

劳勃脱·T·琼斯

道利斯·考汗

第一章 高速机翼发展中的基本問題	11
A,1 低速机翼理論的回顾	11
A,2 二元非压缩性气流、薄翼理論	17
A,3 亚音速时压缩性效应	31
A,4 后掠效应	41
第二章 亚音速薄翼空气动力学	52
A,5 薄翼理論在三元情况中的推广	52
A,6 升力面	56
A,7 升力面。特定平面形状的解	67
A,8 细长平面形状的升力面	98
A,9 厚度分布	109
第三章 超音速薄翼空气动力学	119
A,10 基本概念	119
A,11 二元气流	126
A,12 三元气流中的升力面阻力	131
A,13 三元气流中升力的决定、方法及公式	145
A,14 特定平面形状。因攻角而产生的升力分布、升力及阻力	187
A,15 因厚度而产生的波阻力及压力分布	213
A,16 所引用的参考文献及书目	232

第二部分(B) 机身高速空气动力学

克林东·E·勃朗

B,1 机身阻力	241
B,2 升力及俯仰力矩	262

B, 3	迴轉体的安定导数	275
B, 4	所引用的参考文献	279

第三部分(C) 干扰問題

C·費拉利

第一章	亚音速时机翼-尾翼干扰	283
C, 1	問題的提法	283
C, 2	在尾迹厚度为零的情况下, 計算誘导速度的 w 分量	284
C, 3	尾翼空气动力特性計算	305
C, 4	尾迹对干扰的影响。雪佛斯坦及卡脫左夫的實驗結果	306
第二章	亚音速时机翼-机身干扰	311
C, 5	一般情况	311
C, 6	沿翼展及机身的升力分布	312
C, 7	机翼及机身的升力	318
C, 8	带机翼的机身力矩系数	321
C, 9	馬氏数及 k_1 参数对升力的影响	325
C, 10	机翼垂直位置对机身的影响	329
C, 11	机翼安装角的影响	330
C, 12	干扰现象对失速攻角的影响	331
C, 13	因机翼-机身干扰而引起的气动力中心位置的迁移	332
C, 14	机身对滾轉力矩的效应	333
C, 15	基本概念及基本方程式	335
C, 16	方法的应用	343
C, 17	机身对尾翼所产生的干扰效应	351
第三章	亚音速时螺旋桨-机翼干扰	353
C, 18	引言	353
C, 19	孤立螺旋桨所产生的流場	356
C, 20	边界条件討論	362
C, 21	計算展向环量分布的普遍方程式	366
C, 22	当普遍机翼在螺旋桨后很远处的滑流中运动时, 其上的环量分布	269
C, 23	在距螺旋桨任意距离的机翼場合下, 其上的环量分布計算	377
C, 24	当机翼为椭圆形时的干扰	380

C, 25	因螺旋桨的誘导旋轉分量而在橢圓机翼上所引起的滾轉力矩	388
C, 26	理論結果与实验数据的比較, 馬氏数对这些結果的影响	389
C, 27	略去滑流边界条件所能作的簡化	394
C, 28	螺旋桨对水平安定面的直接影响	395
C, 29	螺旋桨-机翼組合对尾翼的效应	398
C, 30	升力面对螺旋桨的影响	400
第四章	超音速时机翼-尾翼干扰	402
C, 31	引言	402
C, 32	机翼所产生的誘导速度計算, 升力面理論	403
C, 32.1	升力綫理論	427
C, 33	水平尾翼区域内的誘导下洗角計算	440
C, 34	在尾渦片完全卷起的情况下下洗值的計算	442
第五章	超音速时机翼-机身干扰	444
C, 35	引言	444
C, 36	机翼的前緣及后緣都是超音速的机翼-机身組合. 問題的提法	444
C, 37	干扰速度位可以单独地予以决定的証明	446
C, 38	决定机身对机翼位于不受翼尖影响的 Σ 空間部分的干扰效应的速度位	448
C, 39	机翼干扰速度位对机身影响的計算	450
C, 40	在不受翼尖影响的 Σ 空間部分中, 决定机翼对机身干扰效应的速度位	453
C, 41	柱形机身情况中速度位 $\varphi^{(b)}$ 的計算. 边界条件与广义阿貝尔方程式之間的关系	454
C, 42	干扰效应在机翼上所产生的压力計算	462
C, 43	干扰效应在机身上所产生的压力計算	465
C, 44	位于 Σ 区域以外的后緣下游区域中的流場計算	467
C, 45	調和函数分量的計算	471
C, 46	应用于大展弦比机翼-机身組合的簡化方法	474
C, 47	上述方法在具有任意后掠角的超音速后緣情况中的推广	480
C, 48	叠代法及其在簡化分析推广于相对弦长并非很小时的应用	481
C, 49	莫利卡伐方法	483
C, 50	长方形机翼情况的数值計算. 理論与实验結果的比較	487
C, 51	用簡捷法来决定总的力	505

C, 52	求解方法的类型及鉴定.....	512
C, 53	应用于尖頂重合在一起的三角形机翼-圓錐形机身組合的勃朗耐、 弗来得曼及霍得斯方法.....	513
C, 54	由具有任意前緣形状的机翼及圓柱机身所組成的組合物体。問題 的提法.....	520
C, 55	第二阶段中机翼干扰速度位的确定.....	522
C, 56	将 $\varphi_x^{(w)}$ 的公式化的解答变换成易于处理的形式.....	524
C, 57	第二阶段中的机身干扰速度位及第三阶段中的机翼干扰速度位...	527
C, 58	为消去机翼肩部必須具有超音速前緣的限制而对上述計算法 所作的修正.....	529
C, 59	所引用的参考文献.....	530

机翼高速空气动力学

劳勃脱·T·琼斯

道利斯·考汗

第一章 高速机翼发展中的基本問題

A, 1 低速机翼理論的回顾

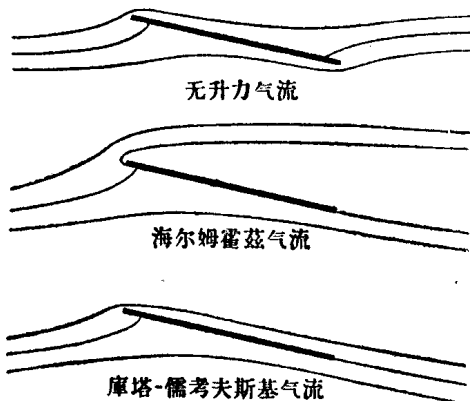
机翼的功用 与其他运输方法比较起来，空中运输的主要优点是速度很高，并且从能量观点来看，消耗也不甚大，这就是說，每一公里飞行路程所消耗的燃料也并不多。对于一架气动力外形完善的飞机来说，阻力可能不及其重量的十二分之一。因此，在定常飞行中所需要的能量，就少于重量的十二分之一与飞行距离的乘积。只要适当地调整翼载和选择飞行高度，那么甚至当速度接近音速时，阻力还能保持这个比值。速度超过音速之后，飞行的效率将会降低；但是，看来至少在中超音速时，空气动力学及喷气技术方面所取得的进展，很可能弥补这个缺点。

很显然，飞机效率之所以这样高，完全是由于机翼具有良好的气动力性能的緣故。假如我們乘坐火箭旅行，所耗費的能量就会大得多，其量級为全重与距离的乘积；这是因为火箭在飞行中依靠起飞时所积蓄的动能来克服重力而飞越距离。沒有机翼的火箭或彈丸所消耗的能量与升阻比1相对应；由此看来，几乎任何具有机翼的物体其效率均較无机翼的为高。

早年对机翼繞流的解釋 早年的流体动力学学者并不明了翼型能够具有优良的气动力特性，并且在实现利用机械飞行之前，由流体动

力学方程式得出的解答，經常用来証明机械飞行是不可能的。这种情况并不是为怪，因为我們知道，流体动力学或气体动力学方程式，并未对机翼繞流問題提供一个肯定的解答，只不过提供了一些可能的解答而已。为了在每种情况中确定正确的物理解，就要求額外的条件，可是这些額外的条件，既未包含在运动方程式中，也未包含在簡單确定的边界条件中。

海尔姆霍兹解 在早期，海尔姆霍兹曾试图用流体动力学理論来解釋机翼的作用〔1〕。海尔姆霍兹用一块傾斜的平板代表翼型。在这种場合下，最簡單的数学解乃是一种无升力气流（图A, 1a 上图），其在平板前后緣处的速度达到无穷大。为了避免这种物理上不实际的解答，海尔姆霍兹认为，流綫在平板前后緣上沿平板的切綫方向离开平板，形成两道外部不連續面，并在机翼上面圍成一个“靜止”空气区（图A, 1a 中图），这就构成了另一个



图A, 1a. 繞平板气流的流体动力學解。

实际上所看到的并无抵触，但如将海尔姆霍兹气流中的空气动力，与实验所得的，具有优良气动力外形的机翼的空气动力相比較，則按海尔姆霍兹气流計算而得的升力嫌之过小，阻力嫌之过大。当攻角 α 很小时，按理論莫得的升力为

$$L = \frac{\pi}{4} \alpha \rho_{\infty} U^2 c, \quad (1-1)$$

或者采用通用的系数形式

$$C_L = \frac{\pi}{2} \alpha. \quad (1-2)$$

由于空气合力的方向与平板相垂直，所以阻力等于升力与攻角 α 的乘积[●]。

● 假設 $\tan \alpha \approx \alpha$ —— 俄譯者。

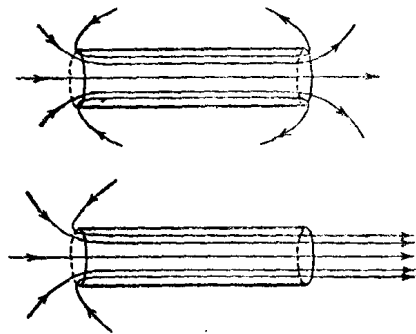
庫塔-儒考夫斯基气流 后来，庫塔和儒考夫斯基从另一个比较合适的出发点描述了机翼繞流。庫塔[2]把海尔姆霍兹的切向气流条件用到后緣上，但未用于前緣(图A, 1a 下图)。在儒考夫斯基的解答[3]中，翼型的前緣画成圓形，因此繞前緣的气流不会分离，翼型的后緣呈尖角形，所以对于任意攻角都可采用庫塔条件●得出升力的唯一值。庫塔-儒考夫斯基气流包含着运动方程式的两个独立解，其中一个直接决定于翼型表面的法向速度分量，而另一个——环向气流——只是平行表面的滑移运动。翼型的升力完全决定于第二个气流；这个气流并不能由普通的边界条件直接决定，只能根据后緣上切向速度的条件而非直接地予以决定。对于处在小攻角下的薄平板，按此方法算得的升力系数为

$$C_L = 2\pi\alpha; \quad (1-3)$$

另外，在二元无摩擦气流中，阻力等于零。

物理边界条件的选择

边界层效应 实际上，庫塔-儒考夫斯基气流的存在决定于边界层的作用；边界层使气流沿切綫方向离开后緣。当攻角不大时，繞前緣的气流不会出現分离現象，因为此时在这区域内的边界层很薄。在气流流經管道的場合下，前緣与后緣的重大差别是很明显的。图A, 1b 根据理想流体理論画出了这种气流的两种流綫情况。在管道內所形成的边界层会阻止流綫在出口处轉折，所以实际的气流将如下图所示，而与上图不同。



图A, 1b. 通过管道的气流。

前緣及后緣条件 在海尔姆霍兹气流中，沿着包围静止空气区的流綫，速度保持不变。所以可用等强度的渦片来表示离开前后緣的不連續面。另一方面，在有环量的气流中，当机翼自静止状态开始运动

● 即儒考夫斯基-查普雷金条件——俄校者。