

高速空气动力学

И. 戈歇克 著



国防工业出版社

高速空气动力学

戈 歇 克 著

吕绍椿 安耀光 译

屠 守 姆 校

国防工业出版社

2p84/11

本書為捷克學者戈歇克所著，一九四九年在捷克出版。一九五四年在蘇聯出版了，由多羅德尼欽和保高斯洛伏斯基所譯的俄文本。

本書闡述了許多有關高速空氣動力學及現代的飛機製造等方面的問題。闡述了很多實驗結果以及部份的理論研究。簡重地敘述了實驗的探索結果，討論了結構的設計。

在目前廣泛地介紹氣體動力學的材料的書籍並不多，特別是我們更為缺乏，因此對航空工作人員來說是一本很珍貴的參考書。本書可作為具有相當的航空知識水平的航空工作人員的參考書。

АЭРОДИНАМИКА БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ

Перевод с чешского

А.А.дородницына и М.М.богословского

Издательство

Иностранной Литературы

Москва—1954

根據蘇聯外國書籍出版社1954年俄文版轉譯。原著以英文出版。原作者是JOSEF HOŠEK，原著名稱是AERODYNAMIKA VYSOKÝCH RYCHLOSTÍ，捷克我們的軍隊出版社一九四九年出版。

本書系根據蘇聯外國書籍出版社
一九五四年俄文版轉譯

高速空气动力学

(捷) 戈歇克 著

呂紹禧，安繼光，譯

盧守明，校校

國防工業出版社出版

北京市書刊出版業營業許可証出字第074號

北京新中印刷廠印刷 新華書店發行

850×1168 1/32 · 印張15 38/16 · 417,200字

一九五八年九月第一版

一九五八年九月北京第一次印刷

印數：1—1,300冊 定價：(10)2.90元

俄譯本的序言

航空事業永遠向着提高速度的方向發展。將近第二次世界大戰的末期，歼击机的速度已經接近音速；这个速度是个分界綫，在这个分界綫上空气圍繞物体流动的所有情况都發生劇烈的質变，並且产生了一連串在亞音速流动中还不熟悉的新現象。

为了要克服“音障”，就要制造在本質上与普通“亞音速”型式不同的新式飞机与發动机。不用說，制造这些新式的飞机与發动机不能盲目地进行。全面地研究气流圍繞飞机或其他物体流动时，伴随着超音速区域的出現而产生的各种現象，是制造工作进行的基础。

由于空气动力学这門科学的显著提高，以及第二次世界大战与战后年代中随着各国航空工業的發展对于新气动力型飞机的積極探求，所以在很短的时期內制造了速度达到音速或超音速的飞机。目前虽然已經十分明确地解决了飞机制造發展的基本途徑，但是这一航空發展的时期並未就此結束。

捷克学者約瑟夫·戈歇克博士所著的“高速空气动力学”一書，反映了1948年左右的空气动力学的發展情况。那个时候，在近音速和超音速的气体动力学中还存在着許多空白点，並且对于將來飞机的面貌也不十分清楚。因此，著作所指出的原理与推論当然不可能完全都被后来航空的發展所証实。所以要求讀者用批判的态度来閱讀本書的內容。必須指出，例如著者过多的討論了層流翼剖面；在近音速时，有关層流翼剖面諸問題的知識是屬於次要的，並且無論如何在这个速度的时候保持層流附面層的方法与著者所詳尽敘述的适合于亞音速（低于临界）的飞行速度的情况是在本質上有区別的。另一方面，著者虽指出了应用箭形机翼的困难，但还不知道採取何种方法去克服这些困难。

書中触及到許多有关現代的高速空气动力学以及現代的飞机

制造等方面的問題。著者闡述了很多的實驗結果以及部份的理論研究。這些理論上的研究散見于各種不同的專題論文上（多半是德國的與英國的），其中很多論文對於廣大的讀者來說還是不易看到的。像這樣一本如此廣泛地介紹了氣體動力學的材料書籍，像在外国一樣，在我們國家里也很少見。因此廣大的航空工作人員將以極大的興趣來閱讀戈歇克的書。同時應該指出：著者往往根本不敘述氣體動力學的基本概念以及航空構造的特點，或者只簡單地提示一下；這樣，戈歇克的書也不能說是一本教科書。因此要求讀者除掉具有一定的數學基礎外，還應具有相當高的航空知識水平。

最近期間，我們的出版界還要出版很多氣體動力學的書籍，廣泛地討論理論上的問題。在本書中，主要地注意到實驗的探討以及討論構造的設計，因此這本書是我們在空氣動力學方面的非常有益的補充資料。

A·多羅特里金

出版者的話

回顧一下最近几年来的航空發展，从世界上各个航空强国所出产的每一新型飞机上，可以發現它們都在積極地提高飞机的速度。

以前，捷克国家的科学还处在統治階級——資产階級的影响下，並且替它們服务。因此在过去我們的科学工作者們普遍的崇拜資本主义的西方，而对苏維埃的科学及其技术著作則一貫地不加以重視。由于这个緣故，著者在編写該書的原稿时，首先依靠的是傳統的西方資料，因为他还未得到有关論述高速空气动力学上获有最新成就的苏联書籍。这个具有時間性的缺点，在不久的将来是可以克服的。在向社会主义迈进的道路上，我們技术人員的重大任务，是在于巩固与苏联科学家的合作。

苏联的工程师們設計了質量很高的現代化的噴气式飞机，並且还在进行大批的生产。

苏联的科学，在現代空气动力学的發展上，有着很大的貢獻。这些情况，在庆祝苏联科学院成立220週年紀念的时候，B·H·尤利叶夫院士在他的講詞中曾經很好的提到：“……我們的科学院在發展空气动力学上起着主导的作用。我們的学者們，在这个领域中，已完成了許多重要的研究工作。

欧拉方程式，伯努里的理論，儒柯夫斯基的理論，恰普雷金的方法，儒柯夫斯基的机翼、螺旋槳的渦流理論——所有这些都永远地成为空气动力学中的主要章节。

弗瑞特蒙、柯青和赫里斯千諾維奇的著作有系統地闡述了气体动力学中的各个問題，因此，才有可能研究出有关大气动力学方面的完善理論，並且推动了高速飞机的制造。

我們的許多实验基地，尤其是中央流体动力研究院，不論从动力或精確度那一方面來說，都拥有独一無二的測量設備。”

在“中央流体动力研究院的报告”中，經常公佈苏联研究的主要成果。关于苏联的学者在航空方面的理論著作，讀者可閱讀苏联科学院出版的雜誌“实用数学与力学”。

在苏联出版的許多有关噴气式飞机与高速空气动力学等技术的書籍中，我們能举出 А·Г·浦瑞蒙柯和葛老仁柯的著作（2，3）。

И·戈歇克博士的書籍，在飞机制造的領域內，能够提高專家們的技术修养解决 未来的課題， 借以推动捷克空軍 的恢复与發展。該書作者对捷克駕駛員在提高技术修养方面主張在高速飞机上进行实际飞行練習这一点也有很大的意义，只有这样，才能徹底地利用他們的飞行經驗， 以便改善今后飞机的構造型式。但是，这並不是說向其 他所有有关人員 介紹高速飞行 的問題不重要，使他們能为滿足將來航空發展的需要打好有利的基礎。

在編写該書时，已假設了讀者具有一般的亚音速空气动力学的基础知識。在此基础上再进一步地討論整个速度範圍內的理論問題，其中包括最大的超音速速度在內。

書中所研究的各个高速飞行的問題，都是从气体力学工程师的眼光出發的。書中也經常注意到根据新的气体力学的概念来計算並設計飞机的实际問題。因此，該書对所研究的問題作了較外国出版的同类書籍更为广泛的說明。

“我軍”出版社

序 言

由于进行了無數次細致的和大規模的研究工作，所以航空技术才能如此地突飞猛进。在空气动力学的領域內，不論用理論的或实验的方法所获得的新的基本概念，都在航空構造家的面前开辟了一条嶄新的道路，推动航空技术蓬勃地發展起来。强大的組織优越的和設備完善的实验科学，可以指示出在現代飞机制造方面可能达到的境况这一概念，要想最迅速的与最完善的达到这一境况，其关键只在于科学和生产的結合。从技术上来說明純理論工作同样是重要的，因为它可以推动把理論运用到实际中去。

在設計新式高速飞机的时候，空气动力学与飞行力学都起着决定性的作用。在空气动力学的領域內，一切新的發現都对飞机的概念內容起着巨大的影响。

如果对問題沒有科学的研究，那么就不能对飞机的功率与飞行質量所作出的初步评价抱有信心，而沒有这种信心也就不能保証在試驗飞机的时候，不会發生意外的事故。因此研究工作应该及时的进行，同时应该这样进行，即使在設計新型飞机的过程中，能够十分精确地預測到它的性能。

高速要求詳尽無遺地研究所有的各种因素，这些因素对設計最优良的飞机來說，都是同样重要的。

从研究附面層开始(由于这样才出現了低阻力的層流翼剖面，它在發展翼剖面的長鍊上，是很重要的一环)，不可避免地要涉及到下列各問題，飞机表面的粗糙度与空气的壓縮性对昇力、阻力以及俯冲力矩的影响，同时也要涉及机翼展向的昇力分佈、激波以及在最大程度上限制空气壓縮性的影响等問題。

提高飞行速度的意圖，促使从实验上揭开箭形机翼的性質和减小机翼几何展弦比在高速时的意外的作用，其結果表示馬氏数的临界值能够接近于1。

在高速的时候，下述的基本問題佔首要的位置，即穩定性的問題，舵面有效性的問題及有關機身、發動機短艙以及座艙蓋對機翼與尾翼所引起的影響。合理地選擇機身的形狀可以提高整個飛機的臨界馬氏數。

高的速度要引起機翼與舵面的抖振，因此，產生有關靜力學性質的特殊困難，並且引起材料上的問題。我們應該特別重視這些問題。

在超音速較大時，飛機的表皮由於空氣的摩擦，以及在機翼前緣、機身、舵面等的零速度點上，因空氣被阻滯，速度降低到零值，所以飛機將強烈地受熱。大的速度與大的加速度對人體影響的問題也是極其重要的。這些問題對高速飛行來說都是一種限制。

同樣，為了提高高速飛機的安全性，縮短起飛的時間與着陸後的滑跑距離、增大昇力的問題也是刻不容緩的。

飛機的阻力必須有系統地予以減小，例如選擇形狀合理的高速翼剖面與特殊形狀的昇力面，尽可能地將飛機的廢阻力降低到最小，即過渡到（無尾飛機）飛翼。

隨著飛行速度接近於音速，螺旋槳的效率也降低了。因此，要採取下列各措施：

1. 高速時拒絕用螺旋槳發動機系統。螺旋槳的應用限度大約在800公里/小時（與高度有關）。

2. 過渡到新的效率更高的發動機： a) 渦輪螺旋槳； b) 具有增壓器或無增壓器的噴氣式發動機； B) 火箭。

製造噴氣式飛機的技術只發展到這樣的一個階段，即只有在經濟上比較富強的国家才能掌握它。

捷克斯洛伐克應該積極地在最短期間趕過各航空的強國，因此要加緊學習飛機的製造和試驗的結果，以及有關的航空書籍。

根據所提出的工作，在捷克的文化科學界中，應該首先計劃解決上述的各個問題。因此，我們希望，這本書不僅在航空製造界中能被很好地利用，而且還希望所有與航空工作有關的人們亦能很好地運用它。

常用符号

除在特殊附有说明的情况外，本书采用了下列的符号。只有在不会发生误会的地方，才利用同一符号表示不同的概念和数量。

- $A = \frac{1}{427}$ (仟卡/公斤公尺) ……功热当量;
 a (公斤/公尺³) ……空气(气体)的比重;
 $B = \frac{1}{b} \int \beta^2 dx$ ……超音速翼剖面积分;
 b (公尺) ……翼剖面弦长;
 $b_{c. a. x.}$ (公尺) ……空气动力平均弦长;
 $C = \frac{2}{\sqrt{M^2 - 1}} (-)$ ……比例系数;
 c (公尺/秒) ……音速;
 $\bar{d} = \frac{d}{b} (-)$ ……物体的相对厚度;
 c_p (卡/公斤[°]C) ……气体的定压比热;
 $c_v = \frac{Q}{Sv} (-)$ ……气体的定容比热;
 c_Q (卡/公斤[°]C) ……抽吸系数 (Q 公尺³/秒——抽吸空气量);
 $c_x (-)$ ……阻力系数;
 $c_y (-)$ ……升力系数;
 $c_{y_{有利}} (-)$ ……翼剖面最小阻力时的升力系数;
 $c_{y_{工作}} (-)$ ……层流翼剖面的工作升力系数;
 D (公尺) ……螺旋桨直径;
 d (公尺) ……翼剖面的最大厚度;
 f (公尺) ……翼剖面的最大中綫弯度;
 $\bar{f} = f/b (-)$ ……翼剖面的弯度;

- G (公斤) 重量;
 g (公尺/秒²) 重力加速度;
 h (公尺) 翼剖面表面波浪的最大高度;
 $i_{r.o.}$ (°) 相对于机翼零升力线的水平尾翼安装角;
 k (公尺) 物体表面粗糙度的平均高度;
 $k(-)$ 空气可压缩性的修正因子;
 l (公尺) 气流方向的物体特征长度;
 l (公尺) 翼展;
 l (公尺) 翼剖面表面上的波长;
 M (公斤—公尺) 力矩;
 $M=v/c(-)$ 马氏数;
 $M_{\text{临界}}(-)$ 临界马氏数(下);
 $M_T(-)$ 临界马氏数(上);
 $M_x(-)$ 界限马氏数;
 $M_{x_{1, 2, 3, 4}}(-)$ 特性马氏数;
 m (公斤秒²/公尺) 质量;
 $m_e(-)$ 力矩系数;
 $m_{\text{焦点}}(-)$ 与气动力焦点相对应的力矩系数;
 $m_{z_0}(-)$ 零升力时之力矩系数;
 P (公斤) 空气动力;
 P (公斤/公尺²) 总压力(由皮托管测得);
 $p_M = \frac{\Delta p}{q}(-)$ 马氏数等于 M 时, 物体上任一点的压力系数;
 $Pr = \frac{g\mu c_p}{\lambda}$ 普朗特数(λ ——导热系数);
 p (公斤/公尺²) 静压力;
 Q (卡/公斤) 气体的热焓;
 Q (公尺³/秒) 抽吸自附面层的空气的体积;

$q = \frac{1}{2} \rho v^2$ (公斤/公尺 ²)	……气体的速度头;
R (公尺/ $^{\circ}C$)	……气体常数;
$Re = \frac{vl}{\nu}$ (-)	……雷诺数;
$Re_{\text{有效}}$ (-)	……有效雷诺数;
r (%)	……空气的相对湿度;
r (公尺)	……翼剖面前缘曲率半径;
S (公尺 ²)	……面积; 截面面积;
T (公斤)	……拉力; 推力;
T ($^{\circ}C$)	……绝对温度;
t (秒)	……时间;
t ($^{\circ}C$)	……温度;
u (公尺/秒)	……垂直于物体表面的分速度;
$V = 1/\rho$	……气体的比容;
v (公尺/秒)	……流速; 飞行速度等;
v_n (公尺/秒)	……法向分速度;
v_t (公尺/秒)	……切向分速度;
w (公尺/秒)	……波上面的速度;
w (公尺/秒)	……气体流出速度;
X, Y, Z (公斤)	……沿 x, y, z 轴的作用力;
x, y, z	……直角坐标轴;
x_H (%)	……翼剖面最大厚度离前缘的距离;
$x_{\text{压心}}$ (公尺)	……压力中心到气动力焦点的距离;
x_f (%)	……翼剖面最大弯度的位置;
α ($^{\circ}$)	……攻角;
$\alpha_{\text{有效}}$ ($^{\circ}$)	……有效攻角;
$\alpha_{\text{诱导}}$ ($^{\circ}$)	……诱导攻角;
$\alpha_{\text{最大}}$ ($^{\circ}$)	……最大升力系数的攻角;
α_0 ($^{\circ}$)	……零升力攻角;

$\beta(^{\circ})$	物体表面相对于超音速气流的倾斜角, 以及超音速气流的倾角;
Γ (公尺 ² /秒)	机翼剖面的环流;
$\gamma = \frac{\Gamma}{lv} (-)$	無因次的环流量;
δ (公尺)	附面层厚度;
$\delta(^{\circ})$	舵面的偏角;
$\varepsilon = c_x/c_y (-)$	倒昇阻比;
$\varepsilon(^{\circ})$	下洗角;
$\eta (-)$	螺旋桨效率;
$\eta (-)$	修正系数, 它决定于翼剖面厚度;
$\chi(^{\circ})$	机翼箭形角;
$\kappa = c_p/c_g = 1.405$	干燥空气的絕热指数;
$\Lambda = \delta \operatorname{tg} \varphi/l$	超音速流动时, 机翼的減縮展弦比。
$\lambda = l^2/S (-)$	机翼的几何展弦比;
λ (卡/公尺·小时 $^{\circ}\text{C}$)	导热系数;
μ (公斤·秒/公尺 ²)	黏性系数;
$\nu = \frac{\mu}{\rho}$ (公尺 ² /秒)	动黏性系数;
ρ (公斤·秒 ² /公尺 ⁴)	密度;
$\tau(^{\circ})$	超音速区域翼尖的截割角;
Φ	速度位;
$\varphi(^{\circ})$	馬氏角;
$\psi(^{\circ})$	经过斜波时, 气流的偏折角。

脚 註

a, ϕ	与空气动力焦点有关的数值;
r, o.	与水平尾翼有关的数值;
кр.	与机翼有关的数值;
H, T.	与中性点有关的数值;
G	与飞机重心有关的数值;

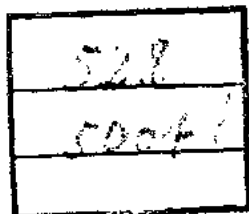
- ρ 不可压缩介质;
 k 可压缩介质;
 ∞ 相对于无穷远的自由的无扰动的气流。

气 体 的 状 态

- 0静止气体 (零速度, $v = 0$);
 1激波前的气体状态;
 2激波后的气体状态;
 临界气体的临界状态。

研究机关及刊物名称的缩写

- ЦАГИ苏联中央空气及流体研究院, 莫斯科;
 ARC航空研究院, 伦敦;
 DVL德国航空研究院, 柏林;
 FBDVLDVL 报告, 柏林;
 IAS航空科学协会, 纽约;
 JAS航空科学学报杂志, 纽约;
 Lufo.DVL 年鉴, 柏林;
 LVÚ航空研究院, 布拉格;
 NACA国立航空顾问委员会, 美国;
 TM“技术备忘” NACA 週期性刊物;
 TN“技术摘要” NACA 的简短报导;
 TR“技术报告” NACA 报告;
 WR“战时报告” NACA 报告;
 R. Ae. S.英国皇家航空协会, 伦敦;
 R. M. of ARC“报告及备忘” ARC 刊物;
 SDI法国航空部的刊物及技术通报, 巴黎;
 UMDVL 报告及摘要;
 ZAMM“德国应用数学及力学” 杂志, 柏林;
 ZFM德国杂志。



目 录

俄譯本的序言	7
出版者的話	9
序言	11
常用符号	13
第 一 章 彈性介質力学。流体动力学	1
§ 1. 理想气体	1
§ 2. 理想气体的状态方程式	1
§ 3. 理想气体的绝热变化	1
§ 4. 空气的可压缩性	3
§ 5. 流量恒定方程式	3
§ 6. 伯努里方程式	3
§ 7. 理想气体的压力与速度的关系	6
§ 8. 静止介质中的音速	6
§ 9. 流动气体中的音速。临界速度	8
§ 10. 理想气体的热含能量方程式。受阻温度	11
§ 11. 馬氏数	13
§ 12. 速度头	14
1. 不可压缩的液体(14)。2. 可压缩的介质(15)。	
§ 13. 可压缩介质在不同速度中的性質	22
§ 14. 可压缩气体流动的概論。流动的綫性方程式	27
§ 15. 浦朗陀原理	28
1. 不可压缩及可压缩流体环绕物体的流动(28)。2. 相同压力分	
体时, 圆筒物体的可压缩与不可压缩流动(30)。3. 在圆筒物体的	
可压缩及不可压缩气流中扰动的消失(32)。4. 平行平面流动和空	
间流动的比较(32)。5. 浦朗陀原理的实际应用(32)。	
§ 16. 标准大气	35
第 二 章 亚音速区域	48

§ 1.	附面层。摩擦阻力	48
1.	雷诺数(48)。	
2.	附面层的定义(49)。	
3.	附面层的不同状态及摩擦阻力(50)。	
4.	发展中的附面层的形式与速度分佈(52)。	
5.	附面层中的压力(56)。	
6.	转折点(56)。	
7.	层流附面层的稳定性(59)。	
8.	层流附面层的分离(59)。	
9.	涡脉(62)。	

翼 剖 面

§ 2.	古典翼剖面	53
§ 3.	层流翼剖面	66
1.	空气动力阻力的成份(66)。	
2.	层流翼剖面的主要特点(67)。	
3.	翼剖面表面不平度的影响(69)。	
4.	层流翼剖面形状的分析(77)。	
5.	不同飞机的层流翼剖面形状(90)。	
6.	层流翼剖面的極綫圖(109)。	
7.	当雷诺数很小时, 层流翼剖面的特性(112)。	
8.	对于合理使用层流翼剖面的意見(113)。	
9.	层流翼剖面的設計(115)。	
10.	层流翼剖面的优缺点(115)。	
11.	层流翼剖面的構造(116)。	
12.	层流机翼的制造(117)。	
§ 4.	抽吸附面层。具有抽吸的层流翼剖面	117
1.	引言(117)。	
2.	自附面层抽吸及吹压空气的物理作用(118)。	
3.	抽吸附面层(119)。	
4.	抽吸隙縫的形状(121)。	
5.	抽吸空气消耗量(122)。	
6.	抽吸附面层的需用功率(123)。	
7.	具有抽吸的翼剖面的总阻力(124)。	
8.	平滑薄板上附面层的連續抽吸及吹除(131~133)(126)。	
9.	具有抽吸的翼剖面的阻力与雷诺数的关系(128)。	
10.	抽吸附面层对激波的影响(130)。	
11.	在噴气式飞机上, 抽吸附面层的特殊应用(130)。	
12.	抽吸翼剖面的特殊形状(132)。	
13.	抽吸附面层的优缺点(133)。	
§ 5.	在产生激波前空气压缩性的影响	134
1.	速度圖法(137)。	

第 三 章 近音速(跨音速)区域

§ 1.	激波	139
1.	气体中的激波(139)。	
2.	附面层对激波形状的影响(148)。	
3.	当馬氏数不变时, 雷诺数的增長与激波的发展之間的关系(154)。	
4.	当雷诺数不变时, 馬氏数的增長与λ形激波的发展(层流附面层)的关系(155)。	
5.	当雷诺数不变时, 馬氏数的增長与正激波的发展(紊流附面层)的关系(156)。	
6.	翼剖面上激波的发展与在	

	突变的影响下气流的分离(157)。7. 擬結突变(160)。	
§ 2.	特性馬氏数	162
	1. 临界馬氏数 $M_{\text{临界}}$ (162)。2. 特性馬氏数 M_{y1} (170)。3. 界限馬氏数 M_x (171)。4. 特性馬氏数 M_{y2} (171)。5. 特性馬氏数 M_{y3} (172)。	
§ 3.	翼剖面的各个参数对特性馬氏数 $M_{\text{临界}}$, M_x , M_{y1} , M_{y2} , M_{y3} 的影响	177
	1. 翼剖面的最大厚度(177)。2. 翼剖面最大厚度的位置(177)。	
	3. 翼剖面前缘曲率半径(177)。4. 后缘(178)。5. 翼剖面的弯度(178)。6. 翼剖面最大弯度的位置(179)。7. 翼剖面表面的粗糙度(179)。8. 攻角(179)。9. 机翼的展弦比(179)。	
§ 4.	关于設計大的亞音速与跨音速飞机的几个主要方向	180
	1. 翼剖面的有利形状(180)。2. 层流翼剖面与高速翼剖面作用的区别(181)。3. 机翼的有利形状(182)。	
§ 5.	适合于跨音速的翼剖面	182
	1. 对称翼剖面 (182)。2. 增大馬氏数时, 翼剖面上的压力分佈(184)。3. 翼剖面在跨音速区域的气动力性質(187)。	
§ 6.	箭形机翼	190
	1. 在各种不同的速度时机翼平面形状的作用。概說(190)。2. 箭形机翼(193)。3. 箭形机翼的气动力特性(202)。4. 平均气动力弦(221)。5. 箭形机翼的气动力焦点(223)。6. 箭形机翼的縱向力矩。飞行的箭形机翼的稳定条件(228)。7. 箭形机翼的优点(229)。	
§ 7.	小展弦比的机翼	230
§ 8.	在大的亞音速时翼展的有限性对升力的影响	235
§ 9.	在大的亞音速速度时雷诺数的影响	238
§ 10.	馬氏数对展向升力分佈的影响	239
§ 11.	馬氏数与雷诺数之間的关系	241

第四章 超音速区域

§ 1.	基本概念	245
	1. 音速(245)。2. 音波(245)。3. 馬氏线、馬氏角(247)。4. 在銳头的与鈍头的障碍物之前的前头激波(249)。5. 稜角附近的超音速流动(251)。6. 超音速气流中静压力与偏折角的关系(253)。	