目 次

第1部	基礎原理	1
第1章	空気力学について	3
1.1	空気力学の重要性 (歴史に見る例)	5
1.2	空気力学:区分と実際の目的..............................	10
1.3	本章のロードマップ	12
1.4	基本的な空気力学変数..................................	13
	1.4.1 単位	16
1.5	空気力と空力モーメント	17
1.6	压力中心	29
1.7	次元解析:Buckingham のパイ定理	32
1.8	流れの相似	37
1.9	静水力学:浮力	49
1.10	流れのタイプ	58
	1.10.1 連続流と自由分子流	58
	1.10.2 非粘性流と粘性流	59
	1.10.3 非圧縮性流れと圧縮性流れ	60
	1.10.4 Mach 数領域	61
1.11	粘性流:境界層について...............................	64
1.12	応用空気力学:空力係数–その大きさと変化	71
1.13	歴史に関するノート:理解しがたい圧力中心...............	83
1.14	歴史に関するノート:空力係数	87
1.15	要約	90
1.16	演習問題	92
笛っ音	<b>空気力学・其本原理なとび方程式</b>	05
わく早 り1	主気力子・奉本原生のより力性式	95
2.1	が通わるした ディック・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	90 07
2.2	<ul> <li>マールについて</li></ul>	97 07
	2.2.1 N/T/P/N双子	<i>91</i>
	2.2.2 INXHJE又座版示	77 107
	2.2.5 ババノ B& C / バッ · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	102
		102

	2.2.5 スカラー場の勾配	.03
	2.2.6 ベクトル場の発散 1	05
	2.2.7 ベクトル場の回転	.06
	2.2.8 線積分 1	.07
	2.2.9 面積積分 1	.07
	2.2.10 体積積分 1	.08
	2.2.11 線積分,面積積分および体積積分の関係 1	.09
	2.2.12 要約	.09
2.3	流体モデル:検査体積と流体要素1	.10
	2.3.1 有限検査体積法 1	.10
	2.3.2 微小流体要素法 1	.11
	2.3.3 分子法	.11
	2.3.4 速度の発散の物理的意味 1	.12
	2.3.5 流れの場の詳細 1	.13
2.4	連続方程式	.17
2.5	運動量方程式	.22
2.6	運動量方程式の適用:2次元物体の抵抗1	.27
	2.6.1 コメント	.35
2.7	エネルギー式	.35
2.8	中間まとめ	.40
2.9	実質微分	40
2.10	実質微分を用いた基礎方程式 1	.47
2.11	流れの道すじと流線および色つき流線1	.49
2.12	角速度, 渦度およびせん断歪1	54
2.13	循 環	.64
2.14	流れ関数	.67
2.15	速度ポテンシャル	70
2.16	流れ関数と速度ポテンシャルとの関係1	73
2.17	方程式をどのように解けば良いのか	74
	2.17.1 理論 (解析的) 解法	75
	2.17.2 数值解法計算流体力学 (CFD)	76
	2.17.3 現代空気力学の全体像 1	.82
2.18	要約	.83
2.19	演習問題	.86

### 第2部 非粘性,非圧縮性流れ

第3章	非粘性,非圧縮性流れの基礎	191
3.1	序論およびロードマップ	192
3.2	Bernoulli の式	195
3.3	ダクト内の非圧縮性流れ:venturi 管および低速風洞 ..........	199

189

,	3.4	Pitot 管:流速の測定	211
,	3.5	压力係数	220
,	3.6	非圧縮性流れの速度に関する条件	223
,	3.7	渦なし、非圧縮流れの支配方程式:Laplaceの方程式	223
		3.7.1 無限遠点境界条件	226
		3.7.2 壁面における境界条件	227
,	3.8	中間まとめ	228
,	3.9	一様流:第1の基本流れ	228
,	3.10	わき出し流れ:第2の基本流れ	231
,	3.11	一様流とわき出しやすいこみとの重ね合わせ	235
,	3.12	二重わき出し:第3の基本流れ	238
,	3.13	円柱を過ぎる揚力が働かない流れ	240
,	3.14	渦流れ:第4の基本流れ	248
,	3.15	円柱を過ぎる揚力流れ	252
,	3.16	Kutta-Joukowski の定理と揚力の発生	265
,	3.17	任意物体を過ぎる揚力なし流れ:わき出しパネル法	267
,	3.18	応用空気力学:円柱を過ぎる流れ-実在流れの場合	277
,	3.19	歴史に関するノート:Bernoulli と Euler – 理論流体力学の原点	285
,	3.20	歴史に関するノート: d'Alembert と彼のパラドックス	289
,	3.21	要約	290
,	3.22	演習問題	293
第4	宣	翼型を過ぎる非圧縮性流れ	297
	4.1	序論	299
4	4.2	翼型用語	300
4	4.3	翼型特性	303
4	4.4	翼型を過ぎる低速流に関する理論解法の原理:渦面	308
4	4.5	Kutta の条件	313
4		4.5.1 摩擦なしで揚力が得られるか	316
	4.6	4.5.1       摩擦なしで揚力が得られるか	316 317
4	4.6 4.7	4.5.1       摩擦なしで揚力が得られるか	316 317 321
4	4.6 4.7 4.8	4.5.1       摩擦なしで揚力が得られるか	316 317 321 330
-	4.6 4.7 4.8 4.9	4.5.1       摩擦なしで揚力が得られるか	316 317 321 330 339
-	4.6 4.7 4.8 4.9 4.10	4.5.1       摩擦なしで揚力が得られるか	316 317 321 330 339 342
-	4.6 4.7 4.8 4.9 4.10 4.11	4.5.1       摩擦なしで揚力が得られるか	316 317 321 330 339 342 348
-	4.6 4.7 4.8 4.9 4.10 4.11 4.12	4.5.1       摩擦なしで揚力が得られるか	316 317 321 330 339 342 348 352
	4.6 4.7 4.8 4.9 4.10 4.11 4.12	4.5.1       摩擦なしで揚力が得られるか	316 317 321 330 339 342 348 352 353
-	4.6 4.7 4.8 4.9 4.10 4.11 4.12	4.5.1       摩擦なしで揚力が得られるか	316 317 321 330 339 342 348 352 353 355
	4.6 4.7 4.8 4.9 4.10 4.11 4.12	4.5.1       摩擦なしで揚力が得られるか	316 317 321 330 339 342 348 352 353 355 355
	4.6 4.7 4.8 4.9 4.10 4.11 4.12	4.5.1       摩擦なしで揚力が得られるか	316 317 321 330 339 342 348 352 353 355 355 356 362

4.13	応用空気力学:翼型を過ぎる実在流れ.............................	367
4.14	歴史に関するノート:初期の飛行機設計と翼厚の役目	378
4.15	歴史に関するノート:Kutta, Joukowski,および揚力に関する循環理論	383
4.16	要約	384
4.17	演習問題	386
第5章	有限翼幅翼を過ぎる非圧縮性流れ	389
5.1	序論:吹下ろしと誘導抵抗	393
5.2	渦糸, Biot-Savart の法則および Helmholtz の定理	397
5.3	Prandtl の古典的揚力線理論	401
	5.3.1 楕円揚力分布	407
	5.3.2 一般的揚力分布	411
	5.3.3 縦横比の効果	415
	5.3.4 物理的意義	420
5.4	数值的非線形揚力線法	429
5.5	揚力面理論および渦格子数値法	433
5.6	応用空気力学:三角翼	440
5.7	歴史に関するノート:LanchesterとPrandtl-有限翼幅翼理論の初期の展開	451
5.8	歴史に関するノート: Prandtl - 偉大なる研究者	454
5.9	要約	457
5.10	演習問題	458
tete a min		
第6章	3次元非圧縮性流れ	461
6.1	序論	461
6.2	3 次元わき出し	462
6.3	3 次元二重わき出し	464
6.4	球を過ぎる流れ	466
	6.4.1 3次元緩和効果に関するコメント	469
6.5	一般的な3次元流れ:パネル法	469
6.6	応用空気力学:球を過ぎる流れ – 実在流れの場合	471
6.7	応用空気力学:飛行機の揚力と抵抗..................	474
	<b>6.7.1</b> 飛行機の揚力	474
	6.7.2 飛行機の抵抗	475
	6.7.3 揚力と抵抗の計算に関する数値流体力学の適用	480
6.8	要約	483
6.9	演習問題	484
第3部	非粘性,圧縮性流れ	485

第7章	圧縮性流れ:いくつかの予備的なこと	487
7.1	序論	488

7.2	熱力学について	489
	7.2.1 完全気体	490
	7.2.2 内部エネルギーとエンタルピー	490
	7.2.3 熱力学第一法則	495
	7.2.4 エントロピーと熱力学第二法則	496
	7.2.5 等エントロピー関係式	498
7.3	圧縮率の定義	502
7.4	非粘性,圧縮性流れの支配方程式................................	503
7.5	総 (よどみ) 状態の定義	505
7.6	超音速流れの特徴について:衝撃波...............................	512
7.7	要約	515
7.8	演習問題	518
第8章	垂直衝撃波とそれらの関連問題	521
8.1	序論	521
8.2	垂直衝撃波基礎式	523
8.3	音速	526
	8.3.1 □メント	535
8.4	エネルギー方程式の特別な形式	536
8.5	どのような場合に流れは圧縮性なのか..........................	543
8.6	垂直衝撃波特性の計算.................................	546
	8.6.1 圧縮性流れ問題を解くために数表を用いることに対するコメント	561
8.7	圧縮性流れにおける速度の測定	562
	8.7.1 亜音速圧縮性流れ	562
	8.7.2 超音速流	564
8.8	要約	567
8.9	演習問題	569
第9章	斜め衝撃波と膨張波	573
9.1	序論	574
9.2	斜め衝撃波の関係式	579
9.3	くさびと円錐を過ぎる超音速流	594
,	9.3.1 超音速揚力係数および抵抗係数に関するコメント	597
94	衝撃波の干渉と反射	598
9.5	<ul> <li>         はい物体の前方における離脱衝撃波     </li> </ul>	603
2.0	951 湾曲した衝撃波背後の流れ場に関するコメント:	000
	エントロピー勾配と温度	606
96	Prandtl-Mever 膨張波	607
9.7	衝撃波-膨張波理論・超音速翼型への適甲	619
9.8	場力および抵抗係数についてのコメント	622
9.9	X-15 とそのくさび型尾翼	623
/ . /		~~~

9.10	粘性流れ:衝撃波/境界層の相互作用...........................	627
9.11	歴史に関するノート:Ernst Mach の略伝...............	629
9.12	要約	631
9.13	演習問題	632
第10章	ノズル,ディフューザ,および風洞を流れる圧縮性流れ	639
10.1	序論	640
10.2	準 1 次元流れの支配方程式	641
10.3	ノズル流れ	650
	10.3.1 質量流量についての補足         10.3.1 質量流量についての補足	665
10.4	ディフューザ	665
10.5	超音速風洞	667
10.6	粘性流れ:ノズル内における衝撃波/境界層相互作用...........	672
10.7	要約	674
10.8	演習問題	676
第 11 音	翼型を過ぎる亜音速圧縮性流れ: 線形理論	679
111		680
11.1	速度ポテンシャル方程式	682
11.2	線形化された速度ポテンシャル方程式	685
11.0	Prandtl-Glauert 圧縮性補正	690
11.1	改良された圧縮性補正	694
11.0	臨界 Mach 数	695
11.0	1161 島小圧力(最大速度)位置について	704
11 7	11.01 取りたり(取入起皮) 忠直に 「 く く · · · · · · · · · · · · · · · · ·	704
11.7	斯而藉注則	712
11.0	初面現12次 ····································	712
11.7	CEDの広田・漢喜速習刊と習	716
11.10	応田空気力学・ブレンディッド・ウィング・ボディー	721
11.11	厥中に関するノート・高速翼刑_初期における研究と開発	721
11.12	- 血文に因するシート・尚足異生 的がにのりる m 加と m 元 - · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	730
11.10	加工に因するノート・Richard T Whitcomh_断面積注則と超臨界翼の開拓考	738
11.15		730
11.10	·安州 · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	735
11.10		/ 11
第 12 章	線形化された超音速流れ	743
12.1	序論	743
12.2	線形化された超音速圧力係数の導出..............................	744
12.3	超音速翼型への適用..................................	748
12.4	粘性流れ:超音速翼型抵抗..............................	754
12.5	要約	757
12.6	演習問題	758

第1	l3章	非線形超音速流れの数値法概論	761
	13.1	序論:数値流体力学の原理	762
	13.2	特性曲線法の基礎	764
		13.2.1 内点	770
		13.2.2 壁面点	771
	13.3	超音速ノズルの設計.................................	772
	13.4	有限差分法の基礎	774
		13.4.1 予測子計算 (Predictor Step)	780
		13.4.2 修正子の計算 (Corrector Step)	780
	13.5	時間依存法:超音速鈍頭物体への適用.......................	781
		13.5.1 予測子計算 (Predictor Step)	785
		13.5.2 修正子計算 (Corrector Step)	785
	13.6	円錐を過ぎる流れ	788
		13.6.1 錐状流れの物理的特徴	789
		13.6.2 定式化	790
		13.6.3 数值計算手順	795
		13.6.4 円錐を過ぎる超音速流の物理的特徴	797
	13.7	要約	799
	13.8	演習問題	800
<i>h</i> / <del>,</del> ,	<del></del>		
第1	4章	極超音速流れの基礎	803
	14.1		804
	14.2	極超音速流れの定性的特性	805
	14.3	Newton 流埋論	809
	14.4	極超音速における翼の揚力と抵抗:迎え角のある平板に関する Newton 流埋論	
		による結果	813
		14.4.1 精度について	820
	14.5	極超音速の衝撃波関係式と Newton 流理論	823
	14.6	Mach 数非依存性	827
	14.7	極超音速空気力学と計算流体力学	829
	14.8	極超音速粘性流れ:空力加熱................................	832
		14.8.1 空力加熱と極超音速流れ-関連性	832
		14.8.2 極超音速流れにおける鈍い物体か細長物体か	833
		14.8.3 鈍い物体への空力加熱	837
	14.9	応用極超音速空気力学:極超音速ウェーブ・ライダ	840
		14.9.1 粘性最適化ウェーブ・ライダ	845
	14.10	)要約	852
	14.11	演習問題	852

### 第4部 粘性流れ

853
-----

第 15 章	粘性流れの基本原理および方程式概論	855
15.1	序論	856
15.2	粘性流れの定性的特徴	857
15.3	粘性と熱伝導	864
15.4	Navier-Stokes 方程式	869
15.5	粘性流エネルギー方程式	872
15.6	相似パラメータ	876
15.7	粘性流の解法:予備的論議	880
15.8	要約	883
15.9	演習問題	885
第16章	特別な場合:Couette 流	887
16.1	序論	887
16.2	Couette の流れ:総論	888
16.3	非圧縮性 (一定特性) Couette 流れ	891
	16.3.1 粘性散逸が無視できる場合	897
	16.3.2 等壁面温度の場合	899
	16.3.3 断熱壁の場合 (断熱壁温度)	900
	16.3.4 回復係数	903
	16.3.5 Reynolds アナロジー	905
	16.3.6 中間要約	906
16.4	圧縮性 Couette 流	908
	16.4.1 狙い撃ち法	909
	16.4.2 時間依存有限差分法	911
	16.4.3 圧縮性 Couette 流の結果	915
	16.4.4 解析的考察	917
16.5	要約	923
用17 早	垷岕庴熌譕 <sub>宫 Э</sub>	925
17.1	序調	925
17.2	現券層特性	926
17.3		933
17.4	現界 増力 程式をいかにして 解くのか 	937
17.5	安約	938
第 18 章	層流境界層	941
18.1	序論	941
18.2	平板を過ぎる非圧縮性流れ:Blasius 解	942
18.3	平板を過ぎる圧縮性流れ	949
	18.3.1 速度による抵抗変化についてのコメント	959

18.4	基準温度法	960
	18.4.1 最近の進歩: Meador-Smart 基準温度法	963
18.5	よどみ点空力加熱	964
18.6	任意物体まわりの境界層:有限差分解法	970
	18.6.1 有限差分法	971
18.7	要約	975
18.8	演習問題	977
tete		
第19章	乱流境界層	979
19.1		980
19.2	半 极上の 乱 流 境界 層 に 関 す る 結果	980
	19.2.1 乱流に関する基準温度法	981
	19.2.2 乱流に関する Meador-Smart 基準温度法	983
	19.2.3 翼型抵抗の推算	985
19.3	乱流のモデル化	985
	19.3.1 Baldwin-Lomax モデル	986
19.4	最終コメント	988
19.5	要約	989
19.6	演習問題	989
笛 20 辛	Newing States 留注 · いくつかの例	001
第 20 早 20 1	Ravier-Stokes 時本. いて ジルの例	<b>991</b> 001
20.1	「戸酬・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・	007
20.2	刀伝	992
20.3	) () () () () () () () () () () () () () (	002
	20.3.1 夜回さ入 ブノを 過さる 低谷	993
	20.3.2 異望を迥さる流4	993
	20.3.5 王閥を迥さる侃4 · · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	994
	20.3.4 倒擎波/現芥眉相互作用	996
20.4	20.3.5 突起りめる異型を通さる流れ	999
20.4	衣 面 摩 擦 抵 机	1000
20.5	安約	1004
付録A	等エントロピー特性	1005
付 録 B	垂直衝撃波特性	1011
付 録 C	Prandtl-Meyer 関数と Mach 角	1015
付録D	標準大気. SI 単位	1017
D.1	付録 D および E における標準大気表について	1017
付 録 E	標準大気,英国工学単位	1027

xiv

参考文献	1035
翻訳者あとがき	1040
索引	1041

# 第1章 空気力学について

<sup>p.3</sup> "空気力学"は一般的に飛行や空気の流れに関連して生じる問題に用いられる. Ludwig Prandtl, 1949

空気力学:気体,特に大気と運動する物体の相互作用に関する力学 The American Heritage Dictionary of the English Language, 1969

## プレビュー・ボックス

なぜ空気力学について学ぶのであろうか.1 つの答えのために、過去70年にわたる飛行機の 発達を示す次の5枚の写真を見てみよう. Douglas DC-3 (図 1.1), すべての時代において最も 有名な航空機の1つは1930年代に設計された 低速の亜音速輸送機である.低速の空気力学の 知識がなければ、この航空機は決して存在しな かったであろう. また, Boeing 707 (図 1.2) は 1950年代の後半に始まった高速の亜音速飛行 を何百万人の旅客に提供した.このとき,高速 亜音速空気力学の知識がなければ, 私達の大部 分はなおも地上交通機関に頼っていたであろう. p.4 Bell X-1 (図 1.3) は最初に音よりも速く飛行 した有人機となった. それは 1947 年 10 月 14 日に Chuck Yeager 大尉の操縦により成し遂 げられた偉業である. 遷音速 (音速の僅かに低 い、ちょうど、および少し高い速度の)空気力学 の知識がなければ、X-1も、他の飛行機も決し て音の壁を破ることはできなかったであろう. Lockheed F-104 (図 1.4) は 1950 年代に完成し た, 音速の2倍で飛行するために設計された最 初の超音速飛行機であった. Lockheed-Martin F-22 (図 1.5) は超音速巡航ができる最新の戦闘



図 1.1 Douglas DC-3 (the American Aviation Historical Society の好意による)



図 1.2 Boeing 707 (Harold Andrews Collection の好意による)

機である.このような超音速飛行機は、超音速 空気力学の知識がなければ存在しなかったであ ろう、最後に、高速亜音速飛行に関する革新的 な新しい飛行機概念の一つの例は図 1.6 に示さ れるブレンディッド・ウイング・ボディーである. 本書を書いている時点で,このブレンディッド・ ウイング・ボディーは 400 人から 800 人の旅 客を通常の旅客機よりも約30%少ない1座 席あたりのマイル燃料で長距離輸送できると 考えられている. これは長距離旅客輸送におけ る "ルネサンス" になるであろう. この胸躍る 新しい概念の主要な設計は第 11.10 節で論議 される.図1.1から図1.6に示される飛行機は 空気力学について学ぶための6つの良い理由 になる.本書の主要な目的は読者がこれを行う ことを助けることにある. 読者が本章および次 章以降を読み続けていくと,段階的に低速空気 力学, 高速亜音速空気力学, 遷音速空気力学, 超音速空気力学等々について学んでいくことに なる.

<sup>p.5</sup>飛行機は決して空気力学の唯一の適用対象ではない.自動車を過ぎる空気の流れ,自動車を動かす内燃機関内を流れる気体の流れ,天気や嵐の予報,風車を通過する流れ,ガスタービンエンジンやロケットエンジンが作りだす推力,ビルの暖房や空調システム内の空気の流動は,正に,空気力学を適用するいくつかの例である.本書で取り扱うものは興味深く基本的なもの,すなわち,重要なことである.したがって,空気力学について本書を読み進めることで,学ぶことの意義を理解するべきである.

新しいことを学ぶために,まずはその初め から出発しなければならない.本章は空気力学 を学ぶための第1歩である.すなわち,それ は一連の入門的な考え方,定義,そして,以降 の章における論議に必要な概念を説明に織り合 わせている.例えば,自然はどのようにして飛 行中の飛行機に接触し,捉えているのであろう か,あるいは,流れている流体中の物体につい ては,どのようにその物体に空気力を働かせる



図 1.3 Bell X-1 (国立航空宇宙博物館の好意による)



図 1.4 Lockheed F-104 (Harold Andrews Collection の好意による)



図 1.5 Lockheed-Martin F-22 (Harold Andrews Collection の好意による)

のであろうか. 我々はここでその答えを見出す. 空気力の合力はしばしば揚力および抵抗と定義 される2つの成分に分解される.しかし,空気 力学者は,揚力と抵抗そのものを使わずに,む しろ揚力係数および抵抗係数を用いる.何がそ のような揚力および抵抗係数についての魔法な のであろうか (何が揚力および抵抗係数を有用 としているのか),わかるであろう. Reynolds 数とは何であろうか. Mach 数は, 非粘性流れ とは、粘性流れは何であろうか. この何とも不 可思議に聞こえる事柄は本章で解き明かされる であろう. このような事項が空気力学という言 語を形成しているのである. そして, 我々が良 く知っているように,どんなものでも役立たせ るためにその言語を知らなければならない.本 章はその後に続く,大変興味深い空気力学的応 用を学ぶために必要な、言語習得の始まりと考 え取り組むべきである.新しい言語を学ぶ際に は、楽しみと満足感を持つことができる. その ような精神で本章を考え、学習を進めるべきで ある.



図 1.6 ブレンディッド・ウイング・ボディー (NASA)

#### 空気力学の重要性 (歴史に見る例) 1.1

1588 年 8 月 8 日, 英仏海峡の海面は数百隻の軍艦の旋回により激しく波立っていた. スペイ ンの無敵艦隊が Elizabeth 朝の英国に侵攻するために到着し, Francis Drake 卿が指揮する英国 艦隊と正面衝突していた.スペイン艦は大きく重かった.なぜなら大勢の兵士を乗せ.当時の いかなる船をも破壊する 50 ポンドの球形砲弾を発射する恐るべき大砲を装備していた.対照 的に英国艦はスペイン艦より小さく軽量であった.すなわち,英国艦は兵士を乗せずまたより 軽く射程も短い大砲を装備していたのである.ヨーロッパにおける力の均衡はこの海戦の結果 で決まろうとしていた.カトリック教国のスペイン王, Philip 2 世はヨーロッパの政治や宗教 上の問題に次第に影響力を拡大しつつあったプロテスタント教国,英国を粉砕しようとしてい た.一方,女王,Elizabeth1世は主権国家としての英国の存在そのものを守ろうとしていた. 事実,この1588年の運命の日に英国軍はスペイン艦隊の中へ6隻の火船を投入し,猛然と動 かしスペイン艦隊に混乱を引き起こしたとき、ヨーロッパのそれ以降の歴史は定まった. 結果 は、重く鈍重なスペイン艦は速度の速い、操艦性の良い英国艦に太刀打できなかった。その日 の夕方までにスペイン無敵艦隊はバラバラとなり、もはや英国の脅威ではなくなった、この海 戦は特別の重要さをもっている.なぜなら,(それ以前は帆とオールを併用した船が用いられて いたのと対照的に)これが完全に帆船どうしで戦われた歴史上最初の海戦であり、この海戦が政 治力が海軍力と同義となることを世界に知らしめたからである。そして海軍力は軍艦の速度と 操船性に大いに依存することになった. <sup>p.6</sup> 船の速度を増加させるために船体まわりの水流によ りつくり出される抵抗を減少させることが重要である.このように船体抵抗が突如として大き な工学問題となり、流体力学研究に弾みを与えた.

この弾みは約 1 世紀後に甦った. それは, Isaac Newton (1642–1727) が 1687 年に有名な Principia (自然哲学の数学的諸原理)を出版したときである.その第2巻全部が流体力学にさか れている. Newton は先人逹と同じ困難さに遭遇している. すなわち, 流体流れの解析は概念 的に固体の力学より遙かに難しいということである.固体は通常幾何学的に正確に定義され, その運動を記述するのは比較的簡単である.一方,流体は"ブヨブヨ"な物質であり, Newton



図 1.7 1687 年における Isaac Newton の流体モデル.本モデルは 17 および 18 世紀において広く用いられたが後に大部分の流体の流れに関しては概念的に不正確であることがわかった.

の時代において、定量的関係を得ることはおろか、その運動を定性的にモデル化するのさえ困 難であった.Newton は流体の流れを散弾銃から発射された散弾の弾幕のような流体粒子の一 様な平行流れと考えた.図 1.7 に示すように流れに対して 角度 θ で傾いた平面に当たるとき流 体粒子は平面に垂直な運動量を伝達するが面に平行な運動量は保たれると仮定した. したがっ て、平面と衝突した後、流体粒子は平面に沿って移動するであろう.これは  $\sin^2 \theta$ に比例する、 平面に及ぼす流体力の式となった. この式は有名な Newton の正弦 2 乗法則 (第 14 章で詳しく 説明)である. その精度は必要とされるものよりはるかに劣っていたがその簡単さがゆえに造船 関係で広く用いられた.後に,1777年にフランス政府の援助を受け Jean LeRond d'Alembert (1717-1783) が運河で船の抵抗を測定する一連の実験を行った.その結果は「傾いた平板に関し て抵抗が傾き角の正弦の2乗に比例するという法則は角度が50°と90°間でのみ有効で、それ より小さい角度では用いてはならない」ということを示した.また,1781年, Leonhard Euler (1707-1783) は何の前ぶれもなしに物体表面に衝突する流体粒子からなる Newton の流体モデ ル (図 1.7) の物理的矛盾を指摘した. この流体モデルとは対照的に, p. <sup>7</sup>Euler は物体に近づいて 行く流体は「物体に到達する前にその方向と速度を変え、物体まで届くとその表面に沿って流 れ,それぞれの点での圧力以外その物体にいかなる力も加えない」ということを示した. Euler は圧力分布とともに表面に沿ったせん断応力分布を考慮することを試みた抵抗の式を示すまで 進んだ.この式は大きな傾き角では  $\sin^2 \theta$  に比例し,小さな角度では  $\sin \theta$  に比例する式であっ た. Euler はそのような変化は d'Alembert により行われた船体実験結果と比較的良く合うと述 べている.

この流体力学における初期の研究は現在は最新の概念や方法に取って代わられている.(しか しながら驚くべきことに,Newtonの正弦2乗法則は第14章で述べる超高速空気力学において 新しい適用を見出している.)ここでの主点は16世紀以降における造船工学の重要性が急速に 高まったことが流体力学を重要な学問とし,なかんずく,Newton,d'Alembert,そして Euler の心をとらえたのである.今日,この教科書に示す流体力学の最新の概念は今なお部分的には 船舶の船体抵抗を減らすという重要さにより推し進められている.

第2の歴史上の例を考えてみる.場面は North Carolina 州 Kitty Hawk の南4マイルの Kill Devil Hills に変わる. 1901 年の夏, Wilbur Wright と Orville Wright の兄弟が彼らの2番目に



(a)



*(b)* 

図 1.8 (a) 1901 年から 1902 年にかけ Ohio 州 Dayton 市で Wright 兄弟により 設計され,製作され,用いられた風洞 (b) 1901 年から 1902 年にかけ Wright 兄弟 が風洞試験で用いた翼模型 (John Anderson Collection の好意による写真)

設計したグライダと格闘していた.前年の1番目のグライダーはまったくの失敗であった.彼らのグライダの翼型形状と翼の設計は偉大なドイツの航空先駆者 Otto Lilienthal (1848–1896)と、当時米合衆国の科学関係で最も高い地位である Smithsonian Institution の理事長であった Samuel Pierpont Langley (1834–1906)により 1890年代に公表された空気力学データに基づいていた. 1900年に設計した彼らの第一号機はほとんど揚力を発生しなかったので、Wright 兄弟は翼面積を 165 から 290 ft<sup>2</sup> に、翼のキャンバーをおおよそ 2 倍にしていた.(キャンバー:翼型の曲率の尺度–薄い翼型はキャンバーが大きくなるほどアーチ状が強くなる.)しかしまだ何かが間違っている.Wilbur によれば、グライダの「揚力はかろうじて計算値の 1/3 程度であった.」失望が起きる.彼らのグライダは最良の空気力学的データに基づいて設計されたが彼らの期待値から大きく下回った性能しか示さなかった.8月 20日に Wright 兄弟は絶望しながら Ohio 州 Dayton 市へもどる列車に乗りこむ.この帰りの列車の中で Wilbur は「誰もあと 100年間は飛べないだろう」とつぶやいた.しかしながら Wright 兄弟の特質の一つはねばり強さであり、Dayton に帰ってきて数週間以内に彼らはこれまで彼らが行ってきた方法を完全に止め

## 第4章 翼型を過ぎる非圧縮性流れ

<sup>p.313</sup> 今,注目を集めている多くの問題のうち,次のものが緊急の重要性があると考えられ,本 評議委員会は,そのための予算をできるだけ速く保証されるよう,考えている.すなわち,適 度な圧力中心の移動で,しかも広い迎え角範囲で効率的な挙動を示す,経済的な構造のために 適切な大きさにできる,実用的な形状の,より効率的な翼断面の進化である.

From the first Annual Report of the NACA, 1915

# プレビュー・ボックス

ある迎え角を持つ低速の流れにおける翼型を 考える.今,この翼型の揚力(あるいは、より 重要な揚力係数)を得るよう求められたとする. 読者は (混乱することは考えないで) 何をする であろうか. 読者の最初の意向は, その翼型模 型を製作し、風洞に設置して、その揚力係数を 測定することであろう. これが 100 年以上の 間, 空気力学者が行っている基本的なことであ る. 本章の初めの部分はそのような低速風洞に おける翼型特性の実験的測定について述べる. この測定により得られる結果は, 翼型の揚力, 抵抗、およびモーメント係数と迎え角の関係に 直観的な感覚を与えてくれる.この実験は翼型 がどのような空力特性を持つのか、その理解を 助けるものである. そして, このような事項は, 本章の最初の3つの節で取り扱っている.

一方,本章のそれ以外の大部分は,翼型特性 をどのように得るか,すなわち,どのようにそ れらを計算するのかという第2の目的を取り扱 う.これは第1のものとは直接関係はない.こ

こでは, 揚力の循環理論, すなわち, 非粘性, 非圧縮性流れにおける揚力を計算するための最 高の宝石(訳者注:理論),を紹介する.20世紀 に入ってから, 揚力の循環理論は揚力の理論計 算における1つの飛躍的な進展であった. <sup>p.314</sup> 本章では、最初に、この理論を小さな迎え角に おける薄い翼型に適用する. これは薄翼理論 と呼ばれ, 第一次世界大戦中にドイツで展開さ れ, 翼型の揚力とモーメントについての解析解 を求める最も扱いやすい方法である.しかし, その名称が意味するように, 薄翼理論は小さな 迎え角の薄い翼型についてのみ成り立つ.けれ ども、これは、思ったほど制約があるわけでは ない. なぜなら, これまでの多くの飛行機は比 較的薄い翼型を持ち,比較的小さな迎え角で巡 航しているからである. 薄翼理論は理論的検討 から特性を予測でき、これまで、たくさんの実 用的結果を得ることができた、よって、この理 **論の学習に関心を持つことは意義が大きく,**読 者がそれに興味を持つと確信している.

1960年代以来,高速デジタル計算機の出現 と発展は,非粘性ポテンシャル流れの仮定の下 に,揚力の循環理論に基づいた詳細な数値解 法,すなわち,任意の迎え角における任意の形 状と厚さの物体に働く揚力を求める解法を可能 とした.これらの数値解法,すなわち第 3.17 節で論議されたパネル解法の拡張されたものが 本章の後半で論議される.それは低速,非粘性 流れの翼型計算の"黄金の標準法(訳者注:最 も一般的な手法)"であり,航空産業で広く,ま た,多くの航空研究開発研究所で用いられてい る.パネル解法の概念は揚力の循環理論の直感 的な数値的適用であり,それは実用的に,任意 の迎え角における任意の翼型について解析への 扉を開いたのである.

それぞれの翼型は異なった形状をしている. 1935 年までの翼型形状の歴史的変遷を図 4.1 に示す. 1938年の初頭,米国航空評議委員会 (NACA) は翼型表面上の境界層を層流に保ち, 翼型に働く表面摩擦抵抗を減少させるように 設計された革命的な翼型 シリーズを開発した. これは層流翼型であり、その代表的な形状が 図 4.2 に示されている. これらの形状は実際に は期待されたとおりの層流を生じなかったけれ ども、幸運な巡り合わせにより、1945年以降 のジェット推進をもつ飛行機に対して優れた高 速翼型となることが証明された. 1965年の初 頭,連邦航空宇宙局 (NASA) は p.315 マッハ1 近傍での効率的な飛行のために設計された, 革 命的な翼型形状,スーパークリティカル翼型な る別の翼型 シリーズを開発した. この典型的 なスーパークリティカル翼型形状は図 4.3 に示 されている.一方,超音速流用の古典的な翼型 形状が図 4.4 に示される.これは,鋭い前縁を 持つ非常に薄い形であることに注意すべきであ る. 図 4.1 から図 4.4 に示された翼型のすべて はそれらの時代において特定の目的のために設 計され,数知れない飛行機に用いられてきた. 今日,新しい翼型形状の適切な設計は今まで以 上に重要である. 航空機製造会社は通常数値計



図 4.1 翼型の歴史的な変遷 (Millikan, Clark, B., Aerodynamics of the Airplane, Wiley, 1941.)







図 4.4 超音速翼型形状

算手法を用い,新しい飛行機用の翼型形状,す なわち,特定の飛行機の設計要求に最も適合す る形状を特別に設計する.本章はもっぱら翼型 を取り扱う. すなわち, 本章は翼型空気力学の 基礎的側面を論議する. すなわち, 翼型設計の 真髄とその実績についてである.

中に支えられた飛行中の飛行機を示している。 る方法を学ぶことは意義あることである.

図 4.5 DeHaviland DHC-6 Twin Otter ©PhotoDisc/Alamy RF

飛行機の翼は翼型から構成されており、翼の空 気力学を理解するための第1段階は、この翼型 の空気力学を理解することである. このように 翼型空気力学は重要な題材である. つまり、こ れは本章の題材であることを意味する.また, それ以上に, それは真に興味深く, 翼型を過ぎ 図 4.5 はその主翼の空気力学的作動により空 る流れを思い描き, 翼型に生じる揚力を計算す

#### 序論 4.1

20 世紀初頭における動力飛行の成功に伴い、ほとんど一夜のうちに空気力学の重要性が急上 昇した.まず,飛行機の固定翼 (fixed wing),後にはヘリコプタの回転翼の空気力学的な作動 を理解しようとすることに関心が高まった. 1912 – 1918 年の期間に, ドイツ, Göttingen 大学 のL. Prandtlと彼の共同研究者達が、翼の空気力学的考察は2つの部分に、すなわち、(1)翼の 断面 <sup>p.316</sup>(section), すなわち翼型 (airfoil) の研究と, (2) 完全な, 有限翼幅翼を考慮してそのよ うな翼型特性の修正、に分けられることを示したとき、飛行機の翼の空気力学解析は大きく前 進したのである.この手法は今日でもなお用いられている.すなわち,実際,新しい翼型特性 に関する理論計算や実験的測定は, 1970 年代と 1980 年代において, 米国航空宇宙局 (NASA) により行われた航空学研究の主要部分であり続けたのである.(翼型開発に関する歴史について は参考文献2の第5章を,現代翼型研究に関しては参考文献10を見よ.) Prandtl の考え方に したがって、本章は、もっぱら翼型を取り扱い、それに対して、第5章は完全な、有限翼幅の 翼の場合を取り扱う.したがって,本章と第5章において,飛行機に適用される空気力学への 主要な旅をすることになる.

翼型とは何であろうか.図4.6に透視法で描かれた翼を考える.この翼は y 方向 (翼幅方向: span direction) へ伸びている. 自由流速度  $V_{\infty}$  は xz 平面に平行である. この xz 平面に平行な 平面により切断された翼の任意の断面が翼型 (airfoil) と呼ばれる.本章の目的は翼型特性の計算 のための理論的方法を示すことである.本章の大部分において非粘性流れを取り扱う.そして,



図 4.6 翼型 (airfoil) の定義

その流れでは翼型の抵抗を計算できない. すなわち,実際, d' Alembert のバラドックスはい かなる翼型でも抵抗はゼロであると告げている. これは明らかに現実的な答えではない. 抵抗 を計算できるのは第4.12節と第15章,および粘性流れの論議まで待たなければならない. し かしながら,翼型に働く揚力とモーメントは主として圧力分布によっている. そして,それは (失速より低い迎え角では)非粘性流れにより表される. したがって,本章は翼型の揚力とモー メントの理論計算に集中する.

本章のロードマップが図 4.7 に与えられている. 翼型の学術用語や翼型特性に関するいくつかの基本的な論議の後,低速翼型理論に対する 2 つの方法を示す. その1 つは 1910 年から 1921 年の期間に展開された古典的薄い翼型の理論で (図 4.7 の右側の部分)である. もう一方は渦パネルを用い任意翼型に関する現代的数値法 p.318(図 4.7 の左側分枝)である. 読者が本章を読み進むときにはこのロードマップを参照してもらいたい.

#### 4.2 翼型用語

最初に特許となった翼型形状は 1884 年, Horatio F. Philips により開発された. Philips は最 初の翼型に関する一連の風洞実験を行ったイングランド人であった. 1902 年に, Wright 兄弟 は彼ら自身の翼型の試験を風洞で行い, 1903 年 12 月 17 日における最初の動力飛行成功に貢献 した比較的効率的な形状を開発した (第 1.1 節を見よ). 明らかに, 動力飛行の初期の時代にお いて, 翼型設計は基本的に特注的であり, そして個人的なものであった. しかしながら, 1930 年代の初期に, NACA, すなわち, NASA の前身, が合理的でかつ系統的に組み立てられた翼 型形状を用いた, 一連の決定的な翼型実験を始めた. これらの NACA 翼型の多くは今日一般 的に用いられている. したがって, 本章において, NACA により定められた用語に従う. すな わち, そのような用語法は現在良く知られた基準なのである.

図 4.8 に描かれた翼型を考える. 平均キャンバー線 (mean camber line) は平均キャンバー線 自身に垂直に測られた上面と下面との中点の軌跡である. この平均キャンバー線の最前方およ び最後方点はそれぞれ前縁 (leading edge) および 後縁 (trailing edge) である. 前縁と後縁を結ん だ直線は翼型の翼弦線 (chord line) であり, 翼弦長に沿って測られた, 前縁から後縁の厳密な距 離は, 単に翼弦 (chord) c と呼ばれる. キャンバー (camber) は, 翼弦線に垂直に測った, 平均



キャンバー線と翼弦線との間の最大距離である. 翼厚 (thickness) は、また、翼弦線に垂直に測った、翼型の上面および下面間の距離である. 翼型の前縁における形状は、通常、円形であり、約 0.02c の前縁半径を持っている. すべての標準 NACA 翼型の形状は平均キャンバー線の型を特 定し、この平均キャンバー線まわりに特定の対称翼厚分布を重ねることにより創り出される.

翼型に関する力–モーメント系は第 1.5 節で論議されており,相対風,迎え角,揚力および抵抗は図 1.16 において定義された. 読者は,さらに先に進む前に,これらの定義等を見直しておくべきである.

<sup>p.319</sup>NACA は異なる翼型形状を論理的な数字系で同定した.例えば,1930年代に開発された,NACA 翼型の最初のファミリーはNACA 2412 翼型のような,"4 字"系列である.ここで,最初の数字は最大キャンバーであり,翼弦の100分の1で表す.2番目の数字は最大キャンバーの,翼弦に沿った前縁からの距離であり,翼弦の100分の1で表す.そして,最後の2つの数字は最大翼厚で,翼弦の100分の1で表す.NACA 2412 翼型に関して,最大キャンバーは前縁から0.4cに位置し,0.02cである.そして,最大翼厚は0.12cである.これらの数字を翼弦のパーセントで示すのが一般的慣習である.すなわち,40パーセント翼弦長位置に2パーセントのキャンバーで,12パーセントの翼厚である.キャンバーのない,すなわち,キャンバー線と翼弦線が一致する翼型は対称翼型(symmetric airfoil)と呼ばれる.明らかに,対称翼型の形は翼弦線の上と下で同じである.例えば,NACA 0012 翼型は12パーセントの最大翼厚をもつ対称翼型である.

NACA 翼型の2番目のファミリーは,NACA 23012 翼型のような,"5 字"系列であった.ここでは、<sup>3</sup>/<sub>2</sub>を掛けたときの第一の数字は、10分の1にして設計揚力係数 (design lift coefficient)<sup>\*1</sup> を与える.2で割ったときの次の2つの数字は、前縁からの、翼弦に沿った最大キャンバーの 位置を与え、翼弦の100分の1で表す.最後の2つの数字は最大翼厚を与え、翼弦の100分の 1で表す.NACA 23012 翼型に関しては、設計揚力係数が0.3、最大キャンバー位置は0.15c であり、この翼型は12パーセントの最大翼厚を持っている.

最も広く用いられている NACA 翼型のファミリーの1つは "6 系列" 層流翼型であり, 第二次世界大戦中に開発された.1つの例は NACA 65-218 である.ここで,1番目の数字は単に翼型系列を示し,2番目の数字は(ゼロ揚力における基本対称翼厚分布に関して)前縁からの最小 圧力位置を与え,翼弦の10分の1で表す.3番目の数字は設計揚力係数であり,10分の1にして表す.そして,最後の2つの数字は最大翼厚を与え,翼弦の100分の1で表す.NACA



\*<sup>1</sup>設計揚力係数は,迎え角が,平均キャンバー線の前縁における傾きが自由流速度と平行になるようなときの翼型の 理論揚力係数である. 65-218 翼型に関しては, 6 は系列番号で, ゼロ揚力の基本対称翼厚分布の最小圧力は 0.5c で生じ, 設計揚力係数は 0.2 である.そして, この翼型は 18 パーセントの厚さである.

完全な NACA 翼型番号システムは参考文献 11 に与えられている.実際のところ,参考文 献 11 は 1949 年までの古典的 NACA 翼型研究の最も信頼のおける集大成である.それには翼 型理論の論議,その応用,NACA 翼型の形状座標,およびこれらの翼型の非常にたくさんの実 験データが含まれている.本著者は,読者に完全な翼型特性を収録してある参考文献 11 を読む ことを強く勧める.

興味の1つとして,次に示すものは標準 NACA 翼型を用い,現在運用されている飛行機の 一部を示すリストである.

飛 行 機	翼 型
Beechcraft Sundowner	NACA 63A415
Beechcraft Bonanza	NACA 23016.5 (翼根部)
	NACA 23012 (翼端部)
Cessna 150	NACA 2412
Fairchild A-10	NACA 6716 (翼根部)
	NACA 6713 (翼端部)
Gates Learjet 24D	NACA 64A109
General Dynamics F-16	NACA 64A206
Lockheed C-5 Galaxy	NACA 0012 (改)

P.<sup>320</sup> 加えて,大きな航空機製造会社は今日その会社自身の特別な目的のための翼型を設計して いる.例えば,Boeing 727,737,747,757,767 および 777 すべてが特別に設計された Boeing 翼型を用いている.そのような能力は,パネル法または流れ場に関する偏微分支配方程式の直 接的な数値差分解法のどちらかを用いた新しい翼型設計コンピュータプログラムにより可能と されている.(そのような方程式は第2章で展開されている.)

#### 4.3 翼型特性

翼型特性の理論計算を論議する前に,いくつかの典型的な実験結果について調べてみよう. 1930年代および1940年代において,NACAは標準的なNACA翼型に関して揚力,抵抗,お よび縦揺れモーメント係数の非常に多くの測定を行った.これらの実験は,翼弦一定の翼が測 定部の一方の側壁から他方の側壁にわたる測定部幅である風洞において低速で行われた.この ような場合,流れは翼端がない翼,すなわち,いわゆる無限翼幅の翼と"見る"のである.そし て,それは理論的に翼幅に沿って(図 4.1 の y 方向に)無限に伸びているのである.この無限翼 幅翼に沿った任意の翼幅位置において翼型断面は同じであるので,この翼型の特性と無限翼幅 翼の特性とは同一である.それゆえ,翼型データはしばしば無限翼幅翼データと称されるので ある.(対照的に,第5章において,有限翼幅の翼の特性はそれに用いられている翼型の特性と は少し異なるということがわかる.)

ある翼型の揚力係数の迎角に対する典型的な変化の様子が図 4.9 に描かれている.低から中 程度の迎え角において, *c*<sub>l</sub> は *α* に対して線形的に変化する.すなわち,この直線の傾きは *a*<sub>0</sub> と 書かれ,揚力傾斜 (*lift slope*) と呼ばれる.この領域において,流れは翼型まわりを滑らに流れ,



図 4.9 迎え角に対する翼型の揚力係数変化の概略図

図 4.9 の左の流線図に示されるように翼型表面の大部分で付着している.しかしながら.αが大 きくなるにつれて, 流れは翼型の上面からはがれるようになり, 図 4.9 の右側に示されるよう に翼型後方に,相対的に"死水 (dead air)"である大きな後流を生じる.このはく離領域内にお いて、流れは再循環していて、流れの一部は実際、自由流方向とは反対方向へ流れる、すなわ ち,いわゆる逆流である.(また,図1.42も参照せよ.)このはく離流は粘性効果によるもので あり,第4.12と第15章で論議される.高いαでのこのはく離流の結果は揚力の急激な減少と 抵抗の大きな増加である. すなわち, そのような条件下で, 翼型は 失速 (stall) しているといわ れる. p.321 失速直前に生じる, cl の最大値は clmax で示される. すなわち, それは翼型性能の最 も重要なものの一つである.なぜなら、それは飛行機の失速速度を決定するからである.clmax が高ければ高いほど失速速度は低くなる.現代の翼型研究の多く部分は c1max を増大させるこ とに向かってきていた.再び図 4.9 を調べると,流れのはく離が影響を与え始めるまで c<sub>1</sub> は α に対して直線的に増加することがわかる.それから、その曲線は非線形となり、c<sub>1</sub>が最大値に 達し、そして最後にその翼型は失速する。図 4.9 を注意深く見ると、この揚力曲線のもう一方 の端において, α = 0 で揚力が有限である. すなわち, 実際, 翼型がいくらか負の迎え角にふ れたときだけ, 揚力はゼロとなる. 揚力がゼロと等しくなる  $\alpha$  の値は 無揚力角 (zero-lift angle of attack) と呼ばれ,  $\alpha_{L=0}$  で示される. 対称翼型に関しては,  $\alpha_{L=0} = 0$  である. ところが, 正の キャンバー (翼弦線より上方にあるキャンバー)をもつすべての翼型に関して, α<sub>I=0</sub> は負の値で あり,通常, -2° または -3° のオーダーである.

本章で論議される非粘性流れ翼型理論によりある与えられた翼型の揚力傾斜  $a_0 \ge a_{L=0} \ge r$  められる. それにより  $c_{l,max}$  を求めることはできない. そして,それは第 15 章から第 20 章で 論議される,難しい粘性流れ問題なのである.

NACA 2412 翼型の揚力とモーメント係数に関する実験結果が図 4.10 に与えられている.こ こで、モーメント係数は四分の一翼弦長点まわりに取られている.第1.6節から、翼型に作用 する力–モーメント系は任意の都合の良い点へ移動させられ得ることを思い出すべきである.し かしながら、通常、4分の1翼弦長点が用いられる.(第1.6節、特に図 1.25 を見直して、この



 $\alpha$ , deg.

図 4.10 NACA 2412 翼型の揚力係数と 1/4 翼弦長点まわりのモーメント係数に関する実験データ (出典:参考文献 11, Abbott と von Doenhoff により得られたデータ) 第 4.8 節で述べる理論との比較も示す

概念に関する記憶をリフレッシュするべきである.)また,図 4.10 には,後で論議される理論 結果も示されている.2つの異なった Reynolds 数の実験データが与えられていることに注意 すべきである.揚力傾斜  $a_0$  は Re により影響されない.しかしながら, $c_{l,max}$  は Re に依存す る.これは,合理的である.なぜなら, $c_{l,max}$  は粘性効果により支配され, Re は,流れにおい て粘性力に相対的な慣性力の大きさを支配する相似パラメータであるからである.[(第 1.7 節お よび式 (1.35)を見よ.]<sup>p.322</sup>モーメント係数もまた,大きな  $\alpha$  を除いて Re により変化しない. NACA 2412 翼型は一般的に用いられる翼型であり,図 4.10 に与えられる結果はまったく典型 的な翼型特性である.例えば,図 4.10 より, $\alpha_{L=0} = -2.1^\circ$ , $c_{l,max} \approx 1.6$ ,そして失速は $\alpha \approx 16^\circ$ で生じるということに注意すべきである.

本章は主として非粘性,非圧縮性流れに関する翼型理論を取り扱う.すなわち,そのような 理論は,前に述べたように,翼型抵抗を求めることができない.しかしながら,完全さのため に,NACA 2412 翼型の抵抗係数 *c*<sub>d</sub> の実験データが迎え角の関数として図 4.11 に与えられる.\*<sup>2</sup>

<sup>\*2</sup>例えば参考文献 11 のような,多くの文献において,  $c_d & \alpha$ に対してではなく, $c_l$ に対してプロットするのが一般的である.  $c_d 対 c_l$ の図は抵抗極曲線 (drag polar) と呼ばれている. 図 4.10 との一致を保つために,ここでは  $c_d & \alpha$ に対してプロットすることを選ぶ.



図 4.11 NACA 2412 翼型の形状抵抗係数と空力中心まわりのモーメント係数に関する実験データ (出典:参考文献 11, Abbott と von Doenhoff により得られたデータ)

この抵抗係数の物理的な源は表面摩擦抵抗と流れのはく離による圧力抵抗 (いわゆる形状抵抗 (form drag))の両方である.これらの 2 つの <sup>p.323</sup> 効果の合計が翼型の形状 (*profile*) 抵抗係数 *c<sub>d</sub>* を生じ,それは図 4.11 にプロットされている.*c<sub>d</sub>* が Re に敏感であることに注意すべきである. そして,それは,表面摩擦と流れのはく離は両方とも粘性効果であるので,予測されるとおり である.再び,*c<sub>d</sub>* を理論的に求めるいくつかのツールを得るには第 4.12 節および第 15 章から 20 章まで待たなければならない.

また,図 4.11 に空力中心まわりのモーメント係数 *c<sub>m,ac</sub>* もプロットされている.一般的に,翼型のモーメントは *α* の関数である.しかしながら,翼型上にはそのまわりのモーメントが迎え 角に関係しない一点が存在する.すなわち,そのような点は**空力中心** (*aerodynamic center*) と定 義されている.図 4.11 のデータは,明らかに,*α* の広い範囲にわたり一定値の *c<sub>m,ac</sub>* を示して いる.

翼型および翼特性についての,基本的ではあるが詳しい論議については参考文献 2 の第5章 を見るべきである.

[例題 4.1]

標準海面条件の気流中にある翼弦長 0.64 mの NACA 2412 翼型を考える. 自由流速度は 70