HOKKAIDO UNIVERSITY

Title	Mapping Functions of the N.A.C.A. Airfoils into the Unit Circle
Author(s)	Imai, Isao; Kaji, Ikuo; Umeda, Kwai
Citation	北海道大學理學部紀要, 3(8), 265-304
Issue Date	1950-05-20
Doc URL	https://hdl.handle.net/2115/34183
Type	departmental bulletin paper
File Information	3_P265-304.pdf

Hokkaido University Collection of Scholarly and Academic Papers : HUSCAP

[Journal of the Faculty of Science, Hokkaidô University, Japan, Ser. II, Vol. III, No. 8, 1950.]

Mapping Functions of the N.A.C.A. Airfoils into the Unit Circle

By

Isao IMAI*, Ikuo KAJI** and Kwai UMEDA***

(Received July 15, 1949)†

By means of the method developed by one of us (I.I.), the mapping functions bringing the N.A.C.A. airfoils into the unit circle have been determined numerically, as given in TABLES II-XXXIII. The dependences of their first three Fourier-coefficients on the shape variables, i.e. camber, camber position and thickness have been clarified, as given in TABLES I and XXXIV as well as Figs. 2-8.

1. Outline of the theory developed by one of us (I.I.).(1)

In general, an arbitrary airfoil can be represented parametrically by

$$x = \cos\vartheta, \qquad y = g(\vartheta),$$

$\vartheta = 0, \pi$ corresponding to the trailing and leading edges respectively. The region outside the profile in the $z(=x+iy)$-plane may be mapped conformally into the region outside the unit circle in the Z-plane by an analytic function:

$$z = c_{-1}Z + c_0 + \frac{c_1}{Z} + \frac{c_2}{Z^2} + \cdots\cdots\cdots \qquad |Z| > 1,$$

$$= \frac{1}{2}\left(Z + \frac{1}{Z}\right) + C(Z), \tag{1}$$

where

* Department of Physics, University of Tôkyô and Numerical Computation Bureau in Tôkyô.

** Department of Physics, Hokkaidô University.

*** Department of Physics, Hokkaidô University and Numerical Computation Bureau in Tôkyô.

† Presented partly at the first meeting of The Hokkaidô Branch of The Physical Society of Japan, December 8, 1946.

$$C(Z) \equiv C_{-1} Z + C_0 + \frac{C_1}{Z} + \frac{C_2}{Z^2} + \cdots\cdots, \tag{2}$$

$$C_n \equiv A_n + iB_n, \tag{3}$$

$C(Z)$ and hence C_n, A_n, B_n being small. Putting on the unit circle in the Z-plane, i.e. $Z = e^{i\theta}$,

$$C(e^{i\theta}) \equiv A(\theta) + iB(\theta), \tag{4}$$

we get another parametrical representation of the profile

$$\begin{aligned} x &= \cos\theta + A(\theta), \\ &= A_0 + (1 + A_{-1} + A_1)\cos\theta - (B_{-1} - B_1)\sin\theta \\ &\quad + \sum_{n=2}^{\infty} (A_n \cos n\theta + B_n \sin n\theta), \end{aligned} \tag{5}$$

$$\begin{aligned} y &= B(\theta), \\ &= (B_{-1} + B_1)\cos\theta + (A_{-1} - A_1)\sin\theta \\ &\quad + \sum_{n=2}^{\infty} (B_n \cos n\theta - A_n \sin n\theta). \end{aligned}$$

For any Fourier series $R(\theta)$:

$$R(\theta) \equiv a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} (a_n \cos n\theta + b_n \sin n\theta)$$

we can define the conjugate Fourier series $R^*(\theta)$:

$$\begin{aligned} R^*(\theta) &\equiv \sum_{n=1}^{\infty} (a_n \sin n\theta - b_n \cos n\theta), \\ &= -\frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \left[R(\varphi + \theta) - R(\theta) \right] \cot \frac{\varphi}{2}\, d\varphi. \end{aligned} \tag{6}$$

Thus we get from Eq. (5)

$$x(\theta) = \cos\theta + \left[y^*(\theta) + A_0 + 2A_{-1}\cos\theta - 2B_{-1}\sin\theta \right]. \tag{7}$$

This is the basic relation affording the possibility of the successive approximation.

Assuming that the trailing and leading edges correspond to $\theta = 0$ and $\pi + \delta$ respectively, we have geometrically the boundary conditions, as seen in Fig. 1:

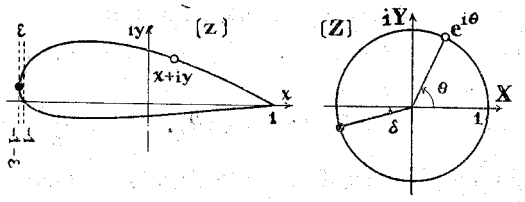

Fig. 1 *Boundary conditions of the mapping function of the airfoil profile in the z-plane into the unit circle in the Z-plane.*

$$x(0) = 1, \qquad x'(0) = 0,$$

$$x(\pi + \delta) = -1-\varepsilon,\dagger \qquad x'(\pi + \delta) = 0, \tag{8}$$

which give

$$2B_{-1} = y^{*\prime}(0), \tag{9}$$

$$\tan\frac{\delta}{2} = \frac{y^{*\prime}(0) + y^{*\prime}(\pi + \delta)}{2+\varepsilon-y^{*}(0)+y^{*}(\pi+\delta)}, \tag{10}$$

$$1+2A_{-1} = \frac{1}{1+\cos\delta}\left[2+\varepsilon - y^{*}(0)+y^{*}(\pi+\delta)+y^{*\prime}(0)\sin\delta\right], \tag{11}$$

$$A_0 = -2A_{-1} - y^{*}(0), \tag{12}$$

2. Practical procedure of the numerical determination of the mapping function Eq. (5).

Practically it is sufficient to take 40 equistepped values of the parameter

$$\theta_s = s\frac{2\pi}{40}, \qquad s = 0, 1, \cdots\cdots, 39, \tag{13}$$

$$\theta_{s+40} = \theta_s .$$

But, for the airfoils 43012 and 63012, we took 80 points in view of their peculiar form at the leading edges.

† ε can be neglected, if the leading edge is rounded into $x = -1$. But in fact, in the case of the N.A.C.A. airfoils with strong camber the leading edge swells out over the chord edge. We have taken ε for the 5-digit airfoil family into account.

Zero-th Approximation

We take

$$x^{(0)}(\theta_s) = \cos\theta_s . \tag{14}$$

It is naturally more favorable to take in place of Eq. (14) the exact values of $x(\theta_s)$ of some other airfoil belonging to the same series, if they were already known.

First Approximation

1. We evaluate on the profile the ordinates $y^{(I)}(\theta_s)$ corresponding to the abscissae $x^{(0)}(\theta_s)$.

2. $y'^{(I)}(\theta_s)$ are calculated by means of the Stirling interpolation formula, sometimes up to $\triangle_7$ being taken into account.

3. Approximating the integration in Eq. (6) by summation, we get

$$\begin{aligned} -y^{*(I)}(\theta_s) &= \frac{1}{20}y'^{(I)}(\theta_s)+\frac{1}{40}\sum_{k=1}^{39} y^{(I)}(\theta_{s+k})\cot\frac{k\pi}{40}, \\ &= \frac{1}{20}y'^{(I)}(\theta_s)+\sum_{k=1}^{19}\left[y^{(I)}(\theta_{s+k})-y^{(I)}(\theta_{s-k})\right]\frac{1}{40}\cot\frac{k\pi}{40}, \end{aligned} \tag{15}$$

which is performed in the usual way of the harmonic analysis. †

[check] $$\sum_{s=0}^{39} y^*(\theta_s) = 0. \tag{16}$$

4. The Stirling interpolation formula gives $y^{*\prime(I)}(\theta_s)$.

[check] $$\sum_{s=0}^{39} y^{*\prime}(\theta_s) = 0. \tag{17}$$

5. $B_{-1}^{(I)}$ is found immediately from $y^{*\prime(I)}(0)$, by Eq. (9).

6. By virtue of Eq. (10), $\pi+\delta$ or δ is found as the zero point of the expression:

$$y^{*\prime}(0)+y^{*\prime}(\theta_s)-\cot(\theta_s/2)\left[2-y^*(0)+y^*(\theta_s)\right], \tag{18}$$

using its values at several points $(\theta_{19}-\theta_{23})$ in the vicinity of $\theta_{20}(=\pi)$.

† We have prepared the tables of the functions $(n/40)\cot(k\pi/40)$ and $(n/80)\cot(k'\pi/80)$ in the range $n = 1$—2500, $k = 1$—19 and $k' = 1$—39.

7. The Bessel interpolation formula gives $y^*(\pi+\delta)$.
8. Eq. (11) gives $1+2A_{-1}^{(I)}$ or $A_{-1}^{(I)}$.
9. Eq. (12) gives $A_0^{(I)}$.
10. Thus we get $x^{(I)}(\theta_s)$ by Eq. (7):

$$x^{(I)}(\theta_s) = y^{*(I)}(\theta_s)+A_0^{(I)}+(1+2A_{-1}^{(I)})\cos\theta_s - 2B_{-1}^{(I)}\sin\theta_s . \quad (7a)$$

[check] $$\sum_{s=0}^{39} x^{(I)}(\theta_s) = 40\,A_0^{(I)} .$$

SECOND AND HIGHER APPROXIMATIONS

11. Again we evaluate on the profile the ordinates $y^{(II)}(\theta_s)$ corresponding to the abscissae $x^{(I)}(\theta_s)$.
12. The second approximation proceeds in the same way as the first approximation runs, except using $y^{(II)}(\theta_s) - y^{(I)}(\theta_s)$ in place of $y^{(II)}(\theta_s)$ itself to simplify the computation of Eq. (15).

The approximation should be continued successively in the line

$$x^{(0)} \xrightarrow[\text{graph}]{} y^{(I)} \xrightarrow[\text{calc.}]{} x^{(I)} \xrightarrow[\text{graph}]{} y^{(II)} \xrightarrow[\text{calc.}]{} x^{(II)} \cdots\cdots$$

until the obtained $x^{(N)}(\theta_s)$ coincide selfconsistently with the preceding $x^{(N-1)}(\theta_s)$.

3. Numerical results.

We have performed the above procedure for the following 32 N.A.C.A. airfoils.[2]

A. SYMMETRICAL AIRFOIL GROUP (Standard **0012**)

iii Thickness Series (00□□)
0003, 0006, 0009, **0012**, 0015, 0018, 0021, 0025.

B. ASYMMETRICAL AIRFOIL GROUP

I. 4-DIGIT AIRFOIL FAMILY (Standard **2412**)

i Camber Series (□412)
0012, **2412**, 4412, 6412.

ii. Camber Position Series (2□12)
2212, 2312, **2412**, 2512, 2612.

iii. Thickness Series (21□□)
2406, 2409, **2412**, 2415, 2418, 2421.

II. 5-DIGIT AIRFOIL FAMILY (Standard **23012**)

i. Camber Series (□3012)
0012, **23012**, 43012, 63012.

ii. Camber Position Series (2□□12)
21012, 22012, **23012**, 24012, 25012.

iii. Thickness Series (230□□)
23006, 23009, **23012**, 23015, 23018, 23021.

For convenience in evaluating the velocity $q(\theta)$ at the airfoil surface, we have calculated further two following quantities:

$$q_c(\theta_s) = \frac{(1+2A_{-1})\sin\theta_s - 2B_{-1}(1-\cos\theta_s)}{(x'^2+y'^2)^{\frac{1}{2}}},$$

$$q_s(\theta_s) = \frac{(1+2A_{-1})(1-\cos\theta_s)+2B_{-1}\sin\theta_s}{(x'^2+y'^2)^{\frac{1}{2}}},$$

$$q(\theta_s) = q_c(\theta_s)\cos\alpha + q_s(\theta_s)\sin\alpha,$$

where α is the angle of attack.

The obtained values of x, y, x', y', y^*, $y^{*\prime}$, q_c and q_s for every airfoil are given as functions of θ_s in TABLES II—XXXIII,† together with the values of A_0, A_{-1}, B_{-1} and δ. The latters are collected as functions of the shape variables of the airfoils in TABLE XXXIV as well as in Figs. 2—8. In view of it, we can summarize their dependences on the camber, the camber position and the thickness of the airfoils, as given in the following TABLE I.

TABLE I. *Dependences of A_0, A_{-1}, B_{-1} and δ on the camber, the camber position and the thickness of the N.A.C.A. airfoils.*

	$-A_0$	A_{-1}	$-B_{-1}$	δ
camber	nearly independent (increasing)	nearly independent (increasing)	linearly dependent strongly increasing	increasing
camber position	nearly independent (decreasing)	nearly independent (decreasing)	linearly dependent weakly increasing	increasing
thickness	linearly dependent strongly increasing	linearly dependent very strongly increasing	linearly dependent weakly increasing	decreasing

† In all tables the numerical values of x, y, x', y', y^*, $y^{*\prime}$, A_0, A_{-1}, B_{-1} and ε are being multiplied by 10000. Of the double-sign $\pm$ in TABLES II—IX, the upper and the lower are to be taken for θ = 1—19 and 21—39 respectively.

It can be enunciated that A_0 and A_{-1} depend practically on the thickness only, while B_{-1} is affected primarily by the camber and secondarily by the camber position as well as by the thickness, i.e. B_{-1} plays essentially important rôle for the aerodynamic characteristics of airfoils.

In conclusion, we wish to acknowledge the financial supports of The Ministry of Education as well as The Numerical Computation Bureau in Tôkyô.

References

(1) I. IMAI: *Journ. Soc. Aeron. Sci. Japan* **9** (1942), 865.
I. IMAI and K. SATÔ: *Journ. Aeron. Res. Inst. Tôkyô Imp. Univ.* **247** (1945), 91.

(2) E.N. JACOBS, K.E. WARD and R.M. PINKERTON: *N.A.C.A. Tech. Rep.* No. 460 (1933).
E.N. JACOBS, R.M. PINKERTON and H. GREENBERG: *N.A.C.A. Tech. Rep.* No. 610 (1937).

Institute of Theoretical Physics,
Faculty of Science, Hokkaidô University.

TABLE II. *N.A.C.A. 0003 airfoil.*

0003	x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y	0	± 94.7	± 130.7	± 177.7	± 210.0	± 234.1	± 267.3	± 286.9	± 297.1
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y	± 300.1	± 290.2	± 264.1	± 228.2	± 183.2	± 131.2	± 72.4	± 40.3	0

$A_0 = -85,\quad 2A_{-1} = 258,\quad 2B_{-1} = 0,\quad \delta = 0.$

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	68	− 173	0	0	0
1 39	9872	± 11	∓ 1633	72	− 175	∓ 29	± 0.9815	0.0773
2 38	9489	± 24	∓ 3219	106	− 182	∓ 49	± 0.9841	0.1559
3 37	8866	± 45	∓ 4703	154	− 189	∓ 46	± 0.9898	0.2376
4 36	8019	± 72	∓ 6044	190	− 195	∓ 14	± 0.9971	0.3240
5 35	6975	± 104	∓ 7228	212	− 193	± 25	± 1.0030	0.4155
6 34	5758	± 138	∓ 8230	225	− 186	± 69	± 1.0080	0.5136
7 33	4401	± 174	∓ 9016	225	− 171	± 124	± 1.0134	0.6210
8 32	2937	± 208	∓ 9583	212	− 148	± 173	± 1.0178	0.7394
9 31	1403	± 240	∓ 9911	190	− 117	± 221	± 1.0221	0.8730
10 30	− 163	± 267	∓ 9984	156	− 78	± 274	± 1.0274	1.0274
11 29	− 1721	± 288	∓ 9814	101	− 31	± 318	± 1.0323	1.2087
12 28	− 3276	± 298	∓ 9411	32	21	± 345	± 1.0367	1.4268
13 27	− 4666	± 298	∓ 8785	− 38	76	± 355	± 1.0404	1.6978
14 26	− 5983	± 286	∓ 7944	− 107	132	± 355	± 1.0446	2.0502
15 25	− 7152	± 264	∓ 6913	− 189	187	± 341	± 1.0489	2.5322
16 24	− 8146	± 227	∓ 5732	− 264	238	± 298	± 1.0508	3.2341
17 23	− 8945	± 182	∓ 4416	− 319	280	± 241	± 1.0517	4.3808
18 22	− 9528	± 127	∓ 2996	− 372	313	± 174	± 1.0502	6.6304
19 21	− 9883	± 66	∓ 1505	− 407	334	± 100	± 1.0293	13.0789
20	−10000	0	0	− 426	343	0	0	48.2049

TABLE III. *N.A.C.A. 0006 airfoil.*

0006	x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y	0	± 189.4	± 261.4	± 355.4	± 420.0	± 468.2	± 534.6	± 573.8	± 594.2
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y	± 600.2	± 580.2	± 528.2	± 456.4	± 366.4	± 262.4	± 144.8	± 80.6	0

$A_0 = -168,\quad 2A_{-1} = 516,\quad 2B_{-1} = 0,\quad \delta = 0.$

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	134	− 349	0	0	0
1 39	9865	± 22	∓ 1709	146	− 353	∓ 64	± 0.9589	0.0761
2 38	9466	± 49	∓ 3359	219	− 368	∓ 109	± 0.9654	0.1529
3 37	8818	± 92	∓ 4865	318	− 385	∓ 91	± 0.9792	0.2351
4 36	7946	± 148	∓ 6202	394	− 394	∓ 21	± 0.9946	0.3232
5 35	6878	± 214	∓ 7373	426	− 390	± 63	± 1.0069	0.4171
6 34	5640	± 281	∓ 8362	445	− 374	± 146	± 1.0160	0.5177
7 33	4263	± 353	∓ 9124	455	− 344	± 246	± 1.0257	0.6285
8 32	2786	± 422	∓ 9647	426	− 296	± 354	± 1.0357	0.7525
9 31	1245	± 486	∓ 9922	382	− 232	± 464	± 1.0459	0.8934
10 30	− 319	± 540	∓ 9957	293	− 151	± 559	± 1.0557	1.0557
11 29	− 1871	± 577	∓ 9754	188	− 58	± 632	± 1.0646	1.2466
12 28	− 3371	± 598	∓ 9313	64	46	± 689	± 1.0739	1.4781
13 27	− 4785	± 596	∓ 8650	− 80	157	± 720	± 1.0832	1.7675
14 26	− 6079	± 572	∓ 7800	− 239	270	± 708	± 1.0902	2.1397
15 25	− 7225	± 522	∓ 6755	− 382	378	± 682	± 1.0991	2.6536
16 24	− 8194	± 452	∓ 5596	− 519	481	± 586	± 1.1000	3.3853
17 23	− 8977	± 360	∓ 4320	− 633	561	± 454	± 1.0934	4.5545
18 22	− 9545	± 254	∓ 2902	− 728	625	± 347	± 1.0859	6.8564
19 21	− 9886	± 132	∓ 1450	− 814	668	± 195	± 0.9889	12.5647
20	−10000	0	0	− 853	684	0	0	24.6543

TABLE IIII. *N.A.C.A. 0009 airfoil.*

0009									
x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
y	0	± 284.0	± 392.2	± 533.2	± 630.0	± 702.4	± 801.8	± 860.6	± 891.2
x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
y	± 900.2	± 870.4	± 794.2	± 684.6	± 549.6	± 393.4	± 217.2	± 121.0	0

$A_0 = -251,\ 2A_{-1} = 767,\ 2B_{-1} = 0,\ \delta = 0.$

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	92	− 516	0	0	0
1 39	9851	± 20	∓ 1871	220	− 533	∓ 187	± 0.8938	0.0703
2 38	9423	± 73	∓ 3516	414	− 567	∓ 189	± 0.9397	0.1487
3 37	8755	± 146	∓ 4982	503	− 587	∓ 93	± 0.9763	0.2344
4 36	7863	± 230	∓ 6347	583	− 597	∓ 18	± 0.9930	0.3227
5 35	6772	± 328	∓ 7514	659	− 591	± 99	± 1.0093	0.4181
6 34	5514	± 434	∓ 8465	678	− 564	± 246	± 1.0258	0.5227
7 33	4124	± 540	∓ 9205	672	− 514	± 388	± 1.0394	0.6369
8 32	2635	± 643	∓ 9700	640	− 442	± 541	± 1.0535	0.7654
9 31	1090	± 738	∓ 9926	560	− 343	± 709	± 1.0697	0.9136
10 30	− 471	± 816	∓ 9918	423	− 220	± 850	± 1.0847	1.0847
11 29	− 2013	± 870	∓ 9677	267	− 78	± 958	± 1.0986	1.2862
12 28	− 3499	± 898	∓ 9202	73	79	± 1039	± 1.1129	1.5317
13 27	− 4883	± 892	∓ 8524	− 143	246	± 1070	± 1.1254	1.8365
14 26	− 6167	± 853	∓ 7661	− 366	413	± 1050	± 1.1357	2.2290
15 25	− 7292	± 777	∓ 6636	− 592	573	± 977	± 1.1427	2.7588
16 24	− 8244	± 669	∓ 5476	− 786	717	± 853	± 1.1441	3.5211
17 23	− 9006	± 532	∓ 4197	− 958	839	± 691	± 1.1355	4.7297
18 22	− 9559	± 370	∓ 2841	− 1095	932	± 486	± 1.0928	6.9005
19 21	− 9895	± 190	∓ 1401	− 1187	991	± 283	± 0.9170	11.6542
20	−10000	0	0	− 1222	1018	0	0	17.6181

TABLE V. *N.A.CA. 0012 airfoil.*

0012									
x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
y	0	± 378.8	± 523.0	± 711.0	± 840.0	± 936.6	± 1069.0	± 1147.6	± 1188.2
x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
y	± 1200.4	± 1160.6	± 1058.8	± 912.6	± 732.8	± 524.6	± 289.6	± 161.4	0

$A_0 = -319,\ 2A_{-1} = 1034,\ 2B_{-1} = 0,\ \delta = 0.$

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	261	− 715	0	0	0
1 39	9853	± 44	∓ 1867	321	− 727	∓ 141	± 0.9111	0.0717
2 38	9419	± 106	∓ 3619	477	− 756	∓ 209	± 0.9340	0.1479
3 37	8725	± 196	∓ 5175	665	− 787	∓ 166	± 0.9601	0.2305
4 36	7805	± 313	∓ 6514	805	− 803	∓ 28	± 0.9882	0.3211
5 35	6690	± 446	∓ 7655	885	− 794	± 148	± 1.0126	0.4194
6 34	5411	± 588	∓ 8587	920	− 756	± 340	± 1.0336	0.5267
7 33	4004	± 732	∓ 9286	901	− 686	± 546	± 1.0538	0.6458
8 32	2506	± 869	∓ 9744	834	− 585	± 750	± 1.0730	0.7796
9 31	956	± 992	∓ 9948	726	− 451	± 950	± 1.0926	0.9332
10 30	− 606	± 1094	∓ 9896	560	− 287	± 1138	± 1.1132	1.1132
11 29	− 2141	± 1165	∓ 9613	337	− 96	± 1286	± 1.1331	1.3266
12 28	− 3614	± 1198	∓ 9114	80	114	± 1380	± 1.1514	1.5848
13 27	− 4993	± 1189	∓ 8414	− 207	335	± 1418	± 1.1682	1.9063
14 26	− 6248	± 1134	∓ 7537	− 503	556	± 1390	± 1.1818	2.3194
15 25	− 7353	± 1032	∓ 6508	− 786	768	± 1294	± 1.1902	2.8733
16 24	− 8287	± 888	∓ 5363	− 1060	959	± 1122	± 1.1863	3.6512
17 23	− 9033	± 702	∓ 4120	− 1270	1118	± 889	± 1.1619	4.8398
18 22	− 9575	± 492	∓ 2757	− 1413	1238	± 653	± 1.1007	6.9497
19 21	− 9896	± 258	∓ 1345	− 1579	1321	± 381	± 0.8321	10.5733
20	−10000	0	0	− 1668	1353	0	0	13.2310

TABLE VI. *N.A.C.A. 0015 airfoil.*

0015	x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y	0	± 473.4	± 653.6	± 888.6	± 1050.0	± 1170.6	± 1336.2	± 1434.4	± 1485.4
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y	± 1500.4	± 1450.8	± 1323.6	± 1140.8	± 916.0	± 655.8	± 362.0	± 201.6	0

$A_0 = -390,\ 2A_{-1} = 1284,\ 2B_{-1} = 0,\ \delta = 0.$

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	226	− 894	0	0	0
1 39	9834	± 44	∓ 2029	420	− 921	∓ 264	± 0.8520	0.0670
2 38	9376	± 138	∓ 3750	684	− 966	∓ 263	± 0.9148	0.1449
3 37	8666	± 256	∓ 5287	850	− 998	∓ 165	± 0.9566	0.2297
4 36	7725	± 404	∓ 6649	1019	− 1014	∓ 17	± 0.9860	0.3204
5 35	6590	± 572	∓ 7772	1114	− 1000	± 207	± 1.0163	0.4209
6 34	5295	± 751	∓ 8678	1149	− 948	± 451	± 1.0428	0.5313
7 33	3876	± 930	∓ 9345	1127	− 857	± 709	± 1.0681	0.6545
8 32	2372	± 1102	∓ 9765	1038	− 725	± 967	± 1.0928	0.7940
9 31	821	± 1253	∓ 9936	888	− 554	± 1209	± 1.1172	0.9542
10 30	− 736	± 1378	∓ 9850	675	− 347	± 1434	± 1.1429	1.1429
11 29	− 2261	± 1462	∓ 9530	398	− 106	± 1615	± 1.1685	1.3681
12 28	− 3719	± 1500	∓ 9001	73	158	± 1731	± 1.1922	1.6410
13 27	− 5079	± 1483	∓ 8294	− 293	433	± 1760	± 1.2115	1.9770
14 26	− 6316	± 1408	∓ 7416	− 646	707	± 1713	± 1.2263	2.4067
15 25	− 7401	± 1280	∓ 6386	− 993	967	± 1593	± 1.2346	2.9805
16 24	− 8317	± 1097	∓ 5255	− 1324	1202	± 1378	± 1.2239	3.7667
17 23	− 9047	± 867	∓ 4032	− 1588	1397	± 1091	± 1.1820	4.9236
18 22	− 9578	± 602	∓ 2709	− 1773	1543	± 778	± 1.0770	6.7998
19 21	− 9896	± 312	∓ 1340	− 1932	1639	± 425	± 0.7508	9.5391
20	−10000	0	0	− 2009	1674	0	0	11.2360

TABLE VII. *N.A.C.A. 0018 airfoil.*

0018	x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y	0	± 568.2	± 784.4	± 1066.4	± 1260.0	± 1404.8	± 1603.6	± 1721.2	± 1782.4
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y	± 1800.6	± 1741.0	± 1588.2	± 1369.0	± 1099.2	± 787.0	± 434.4	± 242.0	0

$A_0 = -454,\ 2A_{-1} = 1555,\ 2B_{-1} = 0,\ \delta = 0.$

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	417	− 1101	0	0	0
1 39	9840	± 70	∓ 2039	507	− 1119	∓ 231	± 0.8605	0.0677
2 38	9369	± 168	∓ 3890	782	− 1167	∓ 320	± 0.8998	0.1425
3 37	8632	± 316	∓ 5453	1049	− 1210	∓ 208	± 0.9446	0.2268
4 36	7667	± 494	∓ 6796	1238	− 1227	∓ 4	± 0.9833	0.3195
5 35	6509	± 701	∓ 7905	1363	− 1208	± 265	± 1.0185	0.4219
6 34	5196	± 917	∓ 8776	1392	− 1142	± 572	± 1.0520	0.5360
7 33	3765	± 1134	∓ 9414	1345	− 1028	± 882	± 1.0827	0.6634
8 32	2252	± 1336	∓ 9810	1227	− 865	± 1179	± 1.1116	0.8076
9 31	696	± 1516	∓ 9940	1056	− 658	± 1473	± 1.1417	0.9751
10 30	− 858	± 1663	∓ 9813	786	− 404	± 1742	± 1.1738	1.1738
11 29	− 2375	± 1759	∓ 9464	445	− 114	± 1949	± 1.2046	1.4104
12 28	− 3821	± 1800	∓ 8923	57	204	± 2066	± 1.2315	1.6950
13 27	− 5169	± 1775	∓ 8203	− 367	531	± 2093	± 1.2539	2.0462
14 26	− 6389	± 1685	∓ 7313	− 789	857	± 2035	± 1.2709	2.4942
15 25	− 7459	± 1528	∓ 6288	− 1198	1165	± 1883	± 1.2765	3.0818
16 24	− 8359	± 1310	∓ 5158	− 1582	1443	± 1634	± 1.2589	3.8744
17 23	− 9075	± 1035	∓ 3951	− 1891	1674	± 1295	± 1.1976	4.9883
18 22	− 9595	± 722	∓ 2636	− 2105	1848	± 935	± 1.0585	6.6830
19 21	− 9901	± 375	∓ 1281	− 2315	1965	± 526	± 0.6831	8.6799
20	−10000	0	0	− 2417	2009	0	0	9.5618

TABLE VIII. *N.A.C.A. 0021 airfoil.*

0021	x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y	0	± 662.8	± 915.2	± 1244.2	± 1470.0	± 1639.0	± 1870.8	± 2008.2	± 2079.4
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y	± 2100.6	± 2031.0	± 1853.0	± 1597.2	± 1282.4	± 918.0	± 506.6	± 282.4	0

$A_0 = -513,\ 2A_{-1} = 1813,\ 2B_{-1} = 0,\ \delta = 0.$

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	500	− 1300	0	0	0
1 39	9834	± 84	∓ 2114	602	− 1321	∓ 266	± 0.8408	0.0662
2 38	9346	± 199	∓ 4035	936	− 1376	∓ 384	± 0.8814	0.1396
3 37	8583	± 378	∓ 5604	1280	− 1430	∓ 241	± 0.9330	0.2240
4 36	7599	± 594	∓ 6907	1467	− 1445	± 37	± 0.9834	0.3195
5 35	6424	± 835	∓ 8006	1592	− 1416	± 347	± 1.0233	0.4239
6 34	5097	± 1089	∓ 8869	1620	− 1334	± 688	± 1.0600	0.5401
7 33	3652	± 1340	∓ 9477	1576	− 1199	± 1049	± 1.0956	0.6714
8 32	2133	± 1579	∓ 9819	1432	− 1004	± 1416	± 1.1322	0.8226
9 31	580	± 1785	∓ 9915	1197	− 755	± 1752	± 1.1683	0.9978
10 30	− 969	± 1951	∓ 9756	888	− 456	± 2057	± 1.2059	1.2059
11 29	− 2474	± 2059	∓ 9394	477	− 113	± 2273	± 1.2404	1.4523
12 28	− 3909	± 2099	∓ 8831	41	254	± 2404	± 1.2722	1.7511
13 27	− 5239	± 2069	∓ 8085	− 465	637	± 2440	± 1.2997	2.1209
14 26	− 6442	± 1954	∓ 7198	− 952	1014	± 2359	± 1.3163	2.5833
15 25	− 7494	± 1771	∓ 6197	− 1439	1372	± 2156	± 1.3130	3.1699
16 24	− 8383	± 1506	∓ 5101	− 1843	1686	± 1842	± 1.2800	3.9396
17 23	− 9091	± 1196	∓ 3885	− 2171	1948	± 1478	± 1.2052	5.0198
18 22	− 9600	± 827	∓ 2591	− 2448	2148	± 1060	± 1.0241	6.4661
19 21	− 9903	± 430	∓ 1267	− 2652	2277	± 581	± 0.6287	7.9885
20	−10000	0	0	− 2772	2326	0	0	8.5229

TABLE IX. *N.A.C.A. 0025 airfoil.*

0025	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y	0	± 789.2	± 1089.4	± 1481.2	± 1750.0	± 1951.2	± 2227.2	± 2390.6	± 2475.6
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y	± 2500.8	± 2418.0	± 2205.8	± 1901.4	± 1526.6	± 1093.0	± 603.2	± 336.0	0

$A_0 = -596,\ 2A_{-1} = 2159,\ 2B_{-1} = 0,\ \delta = 0.$

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	629	− 1564	0	0	0
1 39	9841	± 100	∓ 2252	575	− 1574	∓ 350	± 0.8184	0.0644
2 38	9301	± 247	∓ 4399	1190	− 1668	∓ 641	± 0.8245	0.1306
3 37	8492	± 472	∓ 5765	1738	− 1747	∓ 245	± 0.9168	0.2201
4 36	7500	± 732	∓ 6990	1744	− 1741	± 157	± 0.9920	0.3223
5 35	6301	± 1023	∓ 8150	1917	− 1701	± 448	± 1.0269	0.4254
6 34	4956	± 1328	∓ 8952	1936	− 1595	± 885	± 1.0740	0.5472
7 33	3502	± 1626	∓ 9525	1856	− 1423	± 1309	± 1.1164	0.6841
8 32	1977	± 1906	∓ 9838	1680	− 1185	± 1726	± 1.1587	0.8418
9 31	425	± 2148	∓ 9888	1391	− 882	± 2122	± 1.2028	1.0272
10 30	− 1117	± 2338	∓ 9698	1008	− 521	± 2462	± 1.2471	1.2471
11 29	− 2610	± 2460	∓ 9291	525	− 113	± 2719	± 1.2906	1.5111
12 28	− 4026	± 2500	∓ 8705	− 18	327	± 2859	± 1.3284	1.8284
13 27	− 5337	± 2453	∓ 7963	− 580	779	± 2871	± 1.3569	2.2143
14 26	− 6520	± 2317	∓ 7079	− 1165	1223	± 2759	± 1.3712	2.6912
15 25	− 7555	± 2089	∓ 6092	− 1707	1639	± 2506	± 1.3589	3.2807
16 24	− 8427	± 1781	∓ 4973	− 2147	2005	± 2174	± 1.3194	4.0606
17 23	− 9112	± 1416	∓ 3739	− 2572	2318	± 1781	± 1.2162	5.0657
18 22	− 9602	± 980	∓ 2515	− 2939	2558	± 1243	± 0.9711	6.1314
19 21	− 9901	± 500	∓ 1273	− 3141	2704	± 629	± 0.5610	7.1281
20	−10000	0	0	− 3202	2755	0	0	7.5891

TABLE X. *N.A.C.A. 2412 airfoil.*

2412	x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	430	598	826	992	1126	1322	1452	1534
	y_l	0	− 330	− 454	− 602	− 692	− 750	− 820	− 846	− 844
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1576	1560	1448	1272	1036	750	416	228	—
	y_l	− 824	− 760	− 668	− 552	− 428	− 300	− 164	− 96	0

$A_0 = -317$, $2A_{-1} = 1034$, $2B_{-1} = -399$, $\delta = 0.0672$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	q_c	q_s
0	10000	0	0	271	− 717	− 399	0	0
1	9855	56	− 1848	439	− 788	− 515	0.9117	0.0387
2	9426	142	− 3571	707	− 874	− 540	0.9421	0.1146
3	8746	278	− 5038	987	− 950	− 384	0.9842	0.1990
4	7855	446	− 6287	1133	− 989	− 124	1.0272	0.2932
5	6779	630	− 7397	1187	− 988	124	1.0570	0.3938
6	5541	818	− 8321	1219	− 950	372	1.0810	0.5025
7	4178	1010	− 8989	1206	− 870	662	1.1080	0.6252
8	2729	1192	− 9418	1089	− 742	953	1.1359	0.7642
9	1230	1348	− 9634	885	− 572	1203	1.1613	0.9215
10	− 286	1468	− 9637	649	− 367	1398	1.1837	1.1012
11	− 1785	1550	− 9395	392	− 135	1566	1.2081	1.3152
12	− 3226	1586	− 8919	29	123	1699	1.2351	1.5770
13	− 4580	1556	− 8326	− 388	392	1687	1.2491	1.8823
14	− 5834	1466	− 7607	− 735	646	1554	1.2509	2.2503
15	− 6961	1326	− 6711	− 1054	877	1374	1.2487	2.7315
16	− 7936	1138	− 5688	− 1327	1074	1120	1.2339	3.3777
17	− 8742	914	− 4573	− 1534	1226	791	1.1949	4.2888
18	− 9366	664	− 3344	− 1598	1322	445	1.1296	5.7744
19	− 9786	410	− 1960	− 1620	1368	160	0.9904	8.6018
20	− 9981	154	− 562	− 1697	1371	− 163	0.4461	12.3520
21	− 9965	− 112	746	− 1607	1313	− 587	− 0.5275	12.4223
22	− 9744	− 344	2119	− 1318	1190	− 912	− 1.0548	8.6758
23	− 9297	− 526	3571	− 1054	1033	− 1084	− 1.1431	5.6530
24	− 8625	− 674	4955	− 783	853	− 1209	− 1.1492	4.0259
25	− 7745	− 772	6252	− 500	657	− 1269	− 1.1356	3.0484
26	− 6668	− 832	7414	− 242	457	− 1279	− 1.1181	2.4053
27	− 5423	− 848	8430	29	259	− 1221	− 1.0976	1.9454
28	− 4029	− 826	9296	236	78	− 1075	− 1.0724	1.5940
29	− 2517	− 778	9885	344	− 80	− 951	− 1.0552	1.3299
30	− 938	− 718	10181	465	− 222	− 853	− 1.0436	1.1218
31	670	− 632	10269	595	− 345	− 692	− 1.0268	0.9432
32	2275	− 536	10103	618	− 439	− 515	− 1.0096	0.7908
33	3829	− 440	9634	602	− 509	− 379	− 0.9960	0.6610
34	5287	− 348	8889	573	− 559	− 273	− 0.9838	0.5469
35	6609	− 260	7908	541	− 595	− 176	− 0.9696	0.4433
36	7760	− 180	6719	462	− 615	− 89	− 0.9517	0.3477
37	8707	− 116	5299	357	− 626	− 66	− 0.9351	0.2605
38	9414	− 68	3676	255	− 640	− 112	− 0.9200	0.1800
39	9854	− 34	1878	194	− 665	− 242	− 0.9119	0.1050
40	10000	0	0	271	− 717	− 399	0	0

TABLE XI. *N.A.C.A. 4412 airfoil.*

4412	x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	488	678	946	1152	1318	1578	1760	1882
	y_l	0	− 286	− 390	− 498	− 548	− 572	− 576	− 548	− 500
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1952	1960	1838	1628	1338	978	542	294	—
	y_l	− 452	− 360	− 280	− 200	− 130	− 78	− 44	− 32	0

$A_0 = -320$, $2A_{-1} = 1035$, $2B_{-1} = -803$, $\delta = 0.1488$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	255	− 714	− 803	0	0
1	9855	62	− 1833	563	− 849	− 900	0.9053	0.0532
2	9433	180	− 3480	939	− 989	− 835	0.9568	0.0809
3	8773	353	− 4887	1248	− 1103	− 593	1.0106	0.1661
4	7908	566	− 6114	1432	− 1171	− 278	1.0575	0.2604
5	6862	798	− 7175	1528	− 1189	60	1.0957	0.3631
6	5664	1042	− 8047	1544	− 1152	408	1.1299	0.4758
7	4345	1279	− 8699	1483	− 1060	768	1.1639	0.6828
8	2943	1504	− 9122	1318	− 911	1124	1.1988	0.7444
9	1489	1689	− 9376	1066	− 711	1397	1.2268	0.9024
10	9	1837	− 9405	812	− 474	1630	1.2540	1.0838
11	− 1453	1939	− 9169	455	− 200	1855	1.2884	1.3036
12	− 2863	1976	− 8774	13	103	1969	1.3159	1.5591
13	− 4202	1942	− 8246	− 449	412	1951	1.3320	1.8561
14	− 5447	1836	− 7598	− 898	709	1802	1.3336	2.2052
15	− 6583	1663	− 6834	− 1276	972	1537	1.3386	2.6657
16	− 7587	1439	− 5927	− 1569	1188	1209	1.2950	3.1791
17	− 8439	1174	− 4923	− 1792	1349	803	1.2462	3.9134
18	− 9126	888	− 3757	− 1833	1441	417	1.1906	5.0906
19	− 9614	599	− 2475	− 1926	1480	45	1.0598	6.9547
20	− 9904	293	− 1242	− 1944	1451	− 439	0.6960	9.5598
21	−10000	0	72	− 1576	1344	− 861	− 0.8196	13.9825
22	− 9876	− 213	1516	− 1229	1188	− 1130	− 0.9443	11.1621
23	− 9523	− 387	2960	− 980	994	− 1333	− 1.1193	7.8084
24	− 8946	− 509	4410	− 570	774	− 1426	− 1.1317	4.5951
25	− 8138	− 568	5854	− 207	553	− 1381	− 1.0980	3.3131
26	− 7112	− 578	7186	89	344	− 1269	− 1.0648	2.5285
27	− 5887	− 543	8397	347	158	− 1071	− 1.0309	1.9943
28	− 4484	− 476	9437	471	11	− 810	− 0.9994	1.6097
29	− 2938	− 402	10174	462	− 98	− 599	− 0.9789	1.3308
30	− 1305	− 333	10553	430	− 181	− 482	− 0.9687	1.1208
31	362	− 266	10636	427	− 251	− 388	− 0.9602	0.9490
32	2022	− 200	10463	401	− 303	− 280	− 0.9493	0.8012
33	3633	− 142	10004	334	− 340	− 193	− 0.9385	0.6735
34	5149	− 96	9241	236	− 366	− 158	− 0.9299	0.5624
35	6522	− 68	8187	150	− 393	− 184	− 0.9242	0.4641
36	7709	− 48	6900	102	− 426	− 236	− 0.9177	0.3738
37	8669	− 35	5429	60	− 468	− 297	− 0.9066	0.2887
38	9404	− 28	3759	22	− 522	− 415	− 0.8966	0.2097
39	9851	− 24	1904	67	− 602	− 616	− 0.9008	0.1373
40	10000	0	0	255	− 714	− 803	0	0

TABLE XII. *N.A.C.A. 6412 airfoil.*

6412	x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	546	760	1072	1311	1516	1836	2068	2228
	y_l	0	− 246	− 328	− 398	− 410	− 398	− 334	− 250	− 156
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	2330	2360	2232	1990	1646	1206	666	358	—
	y_l	− 76	+ 40	+ 110	+ 156	+ 170	+ 146	+ 78	+ 32	0

$A_0 = -329$, $2A_{-1} = 1042$, $2B_{-1} = -1196$, $\delta = 0.2122$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	271	− 713	− 1196	0	0
1	9858	74	− 1793	668	− 907	− 1247	0.9105	− 0.0267
2	9446	212	− 3418	1116	− 1097	− 1143	0.9653	0.0475
3	8797	422	− 4787	1516	− 1256	− 840	1.0242	0.1316
4	7952	680	− 5969	1729	− 1356	− 446	1.0811	0.2262
5	6931	961	− 6982	1886	− 1394	− 19	1.1280	0.3303
6	5770	1265	− 7765	1889	− 1360	465	1.1795	0.4485
7	4499	1547	− 8411	1736	− 1251	884	1.2215	0.5779
8	3137	1808	− 8876	1560	− 1084	1256	1.2569	0.7204
9	1722	2032	− 9122	1272	− 858	1597	1.2936	0.8831
10	281	2205	− 9167	951	− 586	1875	1.3278	1.0683
11	− 1147	2326	− 8995	525	− 272	2098	1.3638	1.2861
12	− 2535	2367	− 8648	49	68	2223	1.3953	1.5399
13	− 3856	2339	− 8150	− 480	420	2231	1.4180	1.8361
14	− 5091	2216	− 7589	− 1028	760	2047	1.4144	2.1631
15	− 6234	2022	− 6902	− 1434	1057	1752	1.3972	2.5542
16	− 7254	1768	− 6121	− 1820	1305	1337	1.3551	3.0180
17	− 8149	1460	− 5145	− 1961	1476	933	1.3211	3.6937
18	− 8868	1150	− 4162	− 2207	1592	387	1.2195	4.4948
19	− 9453	794	− 3154	− 2343	1595	− 246	1.0444	5.5381
20	− 9841	439	− 1671	− 1826	1529	− 475	0.9661	8.9226
21	− 9984	189	− 401	− 1691	1438	− 947	0.3736	12.7368
22	− 9969	− 88	785	− 1457	1230	− 1490	− 0.6522	13.2403
23	− 9723	− 256	2355	− 900	987	− 1593	− 1.0918	8.4990
24	− 9231	− 375	3852	− 502	734	− 1671	− 1.1139	5.3228
25	− 8513	− 410	5336	19	469	− 1627	− 1.0808	3.6913
26	− 7555	− 374	6833	417	232	− 1398	− 1.0277	2.7025
27	− 6370	− 284	8255	739	36	− 1041	− 0.9773	2.0657
28	− 4969	− 153	9554	826	− 91	− 578	− 0.9319	1.6259
29	− 3387	− 36	10485	668	− 151	− 234	− 0.9065	1.3278
30	− 1697	54	10964	467	− 173	− 78	− 0.8973	1.1152
31	38	112	11073	302	− 180	− 20	− 0.8935	0.9475
32	1765	151	10882	188	− 182	+ 11	− 0.8890	0.8055
33	3441	170	10408	43	− 178	+ 26	− 0.8826	0.6816
34	5018	163	9611	− 117	− 177	− 25	− 0.8781	0.5742
35	6444	135	8484	− 241	− 190	− 169	− 0.8786	0.4806
36	7670	92	7106	− 287	− 232	− 351	− 0.8805	0.3953
37	8666	48	5544	− 268	− 301	− 534	− 0.8797	0.3146
38	9402	10	3800	− 218	− 401	− 749	− 0.8811	0.2391
39	9853	− 15	1904	− 56	− 538	− 1004	− 0.8991	0.1695
40	10000	0	0	271	− 713	− 1196	0	0

TABLE XIII. *N.A.C.A. 2212 airfoil.*

2212	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	488	670	924	1110	1254	1450	1548	1586
	y_l	0	− 292	− 392	− 510	− 578	− 622	− 688	− 748	− 788
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1594	1536	1404	1214	980	704	386	210	—
	y_l	− 806	− 784	− 712	− 610	− 486	− 348	− 194	− 112	0

$A_0 = -322,\ 2A_{-1} = 1036,\ 2B_{-1} = -351,\ \delta = 0.0770.$

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	251	− 714	− 351	0	0
1	9852	52	− 1862	411	− 781	− 483	0.9074	0.0425
2	9422	133	− 3584	646	− 860	− 508	0.9411	0.1185
3	8736	256	− 5103	907	− 934	− 405	0.9742	0.2013
4	7830	414	− 6399	1079	− 982	− 196	1.0100	0.2930
5	6736	591	− 7500	1184	− 993	56	1.0413	0.3930
6	5485	782	− 8386	1213	− 963	336	1.0708	0.5034
7	4112	967	− 9089	1146	− 889	584	1.0943	0.6236
8	2642	1141	− 9569	1089	− 780	818	1.1150	0.7572
9	1120	1305	− 9759	952	− 631	1086	1.1418	0.9140
10	− 412	1436	− 9727	729	− 441	1309	1.1674	1.0954
11	− 1925	1532	− 9488	477	− 223	1467	1.1901	1.3068
12	− 3381	1584	− 9025	194	17	1579	1.2136	1.5633
13	− 4748	1591	− 8333	− 105	271	1659	1.2412	1.8879
14	− 5988	1547	− 7419	− 465	536	1715	1.2760	2.3189
15	− 7073	1441	− 6403	− 933	804	1649	1.2987	2.8733
16	− 7999	1256	− 5398	− 1366	1045	1373	1.2789	3.5479
17	− 8768	1019	− 4370	− 1652	1228	953	1.2145	4.4326
18	− 9367	746	− 3220	− 1757	1343	524	1.1162	5.8392
19	− 9773	471	− 1945	− 1789	1394	129	0.9168	8.2745
20	− 9975	188	− 638	− 1748	1383	− 287	0.3778	11.8743
21	− 9972	− 70	680	− 1550	1305	− 700	− 0.6077	12.9934
22	− 9757	− 291	2109	− 1194	1170	− 968	− 1.1251	8.9340
23	− 9305	− 446	3655	− 859	1010	− 1043	− 1.1578	5.6017
24	− 8609	− 565	5188	− 608	848	− 1015	− 1.1203	3.8615
25	− 7681	− 643	6609	− 465	693	− 946	− 1.0873	2.8809
26	− 6547	− 716	7750	− 449	546	− 972	− 1.0783	2.2937
27	− 5262	− 778	8573	− 302	383	− 1101	− 1.0868	1.9070
28	− 3863	− 805	9232	− 45	204	− 1156	− 1.0871	1.6010
29	− 2369	− 792	9756	197	26	− 1089	− 1.0754	1.3434
30	− 808	− 746	10076	372	− 135	− 960	− 1.0597	1.1294
31	783	− 677	10140	509	− 275	− 815	− 1.0444	0.9511
32	2364	− 589	9950	595	− 390	− 654	− 1.0286	0.7985
33	3895	− 493	9498	621	− 480	− 494	− 1.0129	0.6659
34	5334	− 395	8773	621	− 547	− 361	− 0.9987	0.5495
35	6639	− 300	7807	589	− 594	− 245	− 0.9836	0.4446
36	7775	− 212	6632	528	− 625	− 139	− 0.9650	0.3479
37	8711	− 136	5242	427	− 641	− 81	− 0.9453	0.2590
38	9412	− 78	3656	321	− 653	− 89	− 0.9246	0.1767
39	9850	− 34	1891	229	− 673	− 182	− 0.9039	0.1002
40	10000	0	0	251	− 714	− 351	0	0

TABLE XVI. *N.A.C.A. 2612 airfoil.*

2612	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	410	572	790	944	1068	1250	1374	1452
	y_l	0	− 346	− 474	− 634	− 736	− 806	− 890	− 922	− 924
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1502	1516	1446	1312	1112	830	468	256	—
	y_l	− 904	− 806	− 672	− 512	− 354	− 222	− 112	− 66	0

$A_0 = -312$, $2A_{-1} = 1029$, $2B_{-1} = -486$, $\delta = 0.0795$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	q_c	q_s
0	10000	0	0	283	− 717	− 486	0	0
1	9857	60	− 1828	490	− 801	− 583	0.9149	0.0316
2	9434	158	− 3505	802	− 894	− 559	0.9544	0.1083
3	8768	310	− 4927	1076	− 968	− 353	1.0034	0.1946
4	7896	490	− 6162	1216	− 1001	− 73	1.0469	0.2898
5	6842	688	− 7219	1292	− 989	236	1.0828	0.3936
6	5639	890	− 8066	1248	− 926	571	1.1178	0.5088
7	4316	1074	− 8758	1095	− 812	849	1.1435	0.6332
8	2897	1232	− 9276	917	− 662	1063	1.1613	0.7679
9	1413	1360	− 9582	703	− 481	1235	1.1765	0.9184
10	− 102	1452	− 9665	474	− 276	1364	1.1901	1.0895
11	− 1610	1508	− 9496	232	− 54	1474	1.2060	1.2922
12	− 3073	1522	− 9094	− 73	184	1545	1.2234	1.5366
13	− 4458	1484	− 8520	− 401	428	1528	1.2350	1.8292
14	− 5741	1397	− 7778	− 703	660	1431	1.2414	2.1920
15	− 6893	1264	− 6872	− 993	874	1271	1.2428	2.6621
16	− 7892	1088	− 5826	− 1222	1056	1050	1.2369	3.3037
17	− 8716	882	− 4642	− 1407	1202	799	1.2219	4.2540
18	− 9345	648	− 3347	− 1547	1306	523	1.1814	5.7939
19	− 9765	398	− 1992	− 1655	1364	214	1.0398	8.4380
20	− 9972	132	− 674	− 1697	1369	− 188	0.5325	12.0737
21	− 9975	− 126	679	− 1528	1307	− 566	− 0.4531	13.1423
22	− 9753	− 346	2157	− 1327	1198	− 789	− 0.9712	8.5579
23	− 9300	− 544	3566	− 1181	1060	− 1008	− 1.0881	5.6109
24	− 8639	− 712	4852	− 920	882	− 1238	− 1.1346	4.0983
25	− 7778	− 830	6099	− 602	676	− 1355	− 1.1369	3.1280
26	− 6728	− 902	7245	− 312	460	− 1392	− 1.1239	2.4691
27	− 5511	− 928	8227	− 19	242	− 1380	− 1.1086	2.0020
28	− 4152	− 908	9043	267	31	− 1296	− 1.0891	1.6470
29	− 2679	− 846	9697	522	− 161	− 1120	− 1.0638	1.3628
30	− 1118	− 748	10120	678	− 319	− 909	− 1.0395	1.1354
31	487	− 636	10276	789	− 446	− 694	− 1.0172	0.9494
32	2098	− 503	10215	844	− 535	− 425	− 0.9906	0.7887
33	3681	− 378	9865	745	− 581	− 182	− 0.9664	0.6525
34	5180	− 272	9154	595	− 598	− 54	− 0.9508	0.5385
35	6541	− 191	8130	462	− 602	− 13	− 0.9403	0.4390
36	7721	− 126	6874	360	− 604	− 2	− 0.9283	0.3475
37	8689	− 80	5414	242	− 605	− 26	− 0.9141	0.2625
38	9411	− 50	3734	137	− 616	− 137	− 0.9059	0.1847
39	9854	− 32	1881	137	− 652	− 325	− 0.9116	0.1124
40	10000	0	0	283	− 717	− 486	0	0

TABLE XVII. *N.A.C.A. 2406 airfoil.*

2406	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	222	314	456	562	648	780	874	938
	y_l	0	− 160	− 208	− 258	− 280	− 290	− 288	− 274	− 250
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	976	980	920	816	670	488	270	146	—
	y_l	− 224	− 180	− 140	− 98	− 66	− 40	− 22	− 16	0

$A_0 = -166$, $2A_{-1} = 515$, $2B_{-1} = -385$, $\delta = 0.0800$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	124	− 348	− 385	0	0
1	9866	30	− 1695	271	− 413	− 431	0.9609	0.0403
2	9472	86	− 3289	433	− 480	− 406	0.9852	0.1192
3	8839	166	− 4755	589	− 538	− 324	1.0051	0.2027
4	7988	270	− 6036	732	− 578	− 167	1.0286	0.2930
5	6952	392	− 7130	777	− 588	33	1.0524	0.3914
6	5756	512	− 8078	773	− 569	202	1.0678	0.4957
7	4426	634	− 8813	761	− 525	381	1.0829	0.6103
8	3000	748	− 9305	684	− 449	576	1.1003	0.7395
9	1514	846	− 9588	551	− 345	737	1.1152	0.8840
10	− 1	920	− 9656	392	− 219	859	1.1279	1.0482
11	− 1508	968	− 9482	216	− 76	964	1.1420	1.2420
12	− 2969	986	− 9093	− 6	81	1026	1.1552	1.4734
13	− 4355	964	− 8539	− 277	242	1005	1.1622	1.7494
14	− 5642	900	− 7813	− 532	394	921	1.1645	2.0923
15	− 6802	800	− 6935	− 723	528	773	1.1607	2.5355
16	− 7813	676	− 5914	− 869	634	578	1.1506	3.1444
17	− 8653	530	− 4775	− 971	708	342	1.1292	4.0448
18	− 9306	376	− 3496	− 974	742	119	1.1022	5.6190
19	− 9747	224	− 2116	− 987	746	− 90	1.0328	8.9290
20	− 9970	70	− 731	− 926	712	− 346	0.6530	17.8266
21	− 9973	− 62	722	− 742	640	− 542	− 0.8492	20.2461
22	− 9740	− 162	2235	− 557	546	− 648	− 1.0847	8.9608
23	− 9272	− 236	3727	− 363	439	− 704	− 1.0804	5.3570
24	− 8572	− 276	5167	− 175	328	− 702	− 1.0607	3.7230
25	− 7654	− 292	6505	− 16	221	− 658	− 1.0419	2.8014
26	− 6536	− 282	7707	121	123	− 573	− 1.0243	2.2064
27	− 5242	− 256	8744	207	42	− 450	− 1.0071	1.7873
28	− 3801	− 220	9546	229	− 19	− 336	− 0.9945	1.4799
29	− 2257	− 186	10060	216	− 65	− 266	− 0.9879	1.2463
30	− 655	− 152	10304	220	− 103	− 211	− 0.9829	1.0576
31	966	− 118	10291	207	− 132	− 155	− 0.9774	0.8987
32	2564	− 88	10009	172	− 152	− 111	− 0.9724	0.7624
33	4097	− 64	9464	140	− 167	− 80	− 0.9676	0.6428
34	5524	− 44	8656	102	− 179	− 78	− 0.9644	0.5367
35	6803	− 32	7611	70	− 193	− 96	− 0.9620	0.4404
36	7905	− 22	6381	51	− 209	− 111	− 0.9570	0.3502
37	8799	− 16	4975	22	− 228	− 142	− 0.9511	0.2655
38	9459	− 14	3408	6	− 255	− 207	− 0.9478	0.1859
39	9864	− 12	1729	35	− 294	− 297	− 0.9486	0.1095
40	10000	0	0	124	− 348	− 385	0	0

TABLE XVIII. *N.A.C.A. 2409 airfoil.*

2409	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	324	454	640	774	886	1050	1162	1236
	y_l	0	− 246	− 332	− 430	− 488	− 520	− 554	− 558	− 548
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1276	1270	1184	1044	854	620	344	188	—
	y_l	− 524	− 470	− 404	− 326	− 248	− 170	− 94	− 56	0

$A_0 = -239$, $2A_{-1} = 773$, $2B_{-1} = -392$, $\delta = 0.0752$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	216	− 534	− 392	0	0
1	9862	44	− 1762	344	− 600	− 464	0.9412	0.0397
2	9452	112	− 3429	567	− 676	− 472	0.9635	0.1169
3	8795	222	− 4888	793	− 743	− 347	0.9963	0.2012
4	7925	356	− 6173	904	− 781	− 158	1.0269	0.2929
5	6864	504	− 7292	999	− 791	48	1.0505	0.3910
6	5646	666	− 8186	1025	− 764	299	1.0840	0.4663
7	4303	822	− 8886	971	− 698	534	1.0977	0.6190
8	2865	968	− 9372	885	− 597	753	1.1172	0.7512
9	1372	1096	− 9611	726	− 462	968	1.1382	0.9027
10	− 143	1194	− 9640	525	− 296	1133	1.1565	1.0753
11	− 1645	1260	− 9436	293	− 107	1265	1.1750	1.2786
12	− 3096	1284	− 9014	6	99	1353	1.1935	1.5231
13	− 4467	1260	− 8428	− 312	313	1348	1.2057	1.8158
14	− 5736	1186	− 7695	− 624	518	1250	1.2094	2.1744
15	− 6878	1066	− 6814	− 885	702	1080	1.2058	2.6359
16	− 7870	910	− 5802	− 1098	854	847	1.1923	3.2613
17	− 8694	724	− 4667	− 1232	966	572	1.1666	4.1835
18	− 9329	526	− 3377	− 1292	1035	324	1.1321	5.7793
19	− 9752	318	− 2060	− 1381	1066	13	0.9934	8.6087
20	− 9973	100	− 705	− 1261	1038	− 313	0.5427	14.9225
21	− 9969	− 76	778	− 1120	972	− 520	− 0.6654	15.7632
22	− 9730	− 252	2213	− 999	875	− 743	− 1.0560	8.7048
23	− 9275	− 384	3613	− 726	741	− 928	− 1.1260	5.5762
24	− 8595	− 480	5040	− 462	590	− 975	− 1.0715	3.7575
25	− 7696	− 532	6387	− 248	438	− 953	− 1.0870	2.9203
26	− 6597	− 560	7556	− 70	291	− 930	− 1.0711	2.3057
27	− 5330	− 554	8572	134	149	− 849	− 1.0532	1.8677
28	− 3913	− 522	9429	239	28	− 696	− 1.0319	1.5346
29	− 2383	− 482	9972	277	− 72	− 607	− 1.0212	1.2876
30	− 795	− 434	10234	353	− 164	− 539	− 1.0137	1.0903
31	820	− 372	10290	404	− 239	− 412	− 1.0012	0.9201
32	2424	− 310	10078	398	− 293	− 289	− 0.9890	0.7750
33	3970	− 250	9549	341	− 333	− 228	− 0.9822	0.6522
34	5410	− 202	8744	321	− 366	− 201	− 0.9775	0.5437
35	6706	− 148	7746	328	− 395	− 148	− 0.9677	0.4427
36	7833	− 102	6549	264	− 413	− 100	− 0.9546	0.3490
37	8753	− 66	5146	197	− 428	− 93	− 0 9413	0.2626
38	9439	− 40	3549	118	− 446	− 153	− 0.9321	0.1826
39	9860	− 26	1791	111	− 479	− 281	− 0.9365	0.1081
40	10000	0	0	216	− 534	− 392	0	0

TABLE XIX. *N.A.C.A. 2415 airfoil.*

2415	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	542	742	1014	1212	1366	1594	1740	1834
	y_l	0	− 412	− 572	− 768	− 894	− 980	− 1084	− 1132	− 1140
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1876	1850	1714	1500	1220	882	490	268	—
	y_l	− 1124	− 1050	− 934	− 780	− 610	− 430	− 234	− 136	0

$A_0 = -386$, $2A_{-1} = 1292$, $2B_{-1} = -410$, $\delta = 0.0770$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	350	− 907	− 410	0	0
1	9849	68	− 1923	532	− 983	− 562	0.8877	0.0375
2	9404	173	− 3697	850	− 1077	− 598	0.9251	0.1123
3	8701	335	− 5179	1178	− 1161	− 417	0.9737	0.1967
4	7789	536	− 6430	1346	− 1202	− 125	1.0222	0.2916
5	6690	754	− 7529	1436	− 1199	166	1.0574	0.3937
6	5435	984	− 8403	1480	− 1149	492	1.0905	0.5067
7	4063	1213	− 9030	1416	− 1043	846	1.1253	0.6346
8	2609	1424	− 9459	1251	− 885	1154	1.1553	0.7769
9	1103	1604	− 9663	1057	− 683	1427	1.1830	0.9383
10	− 413	1752	− 9593	789	− 437	1700	1.2158	1.1306
11	− 1900	1847	− 9326	411	− 152	1892	1.2456	1.3556
12	− 3333	1880	− 8877	20	152	1989	1.2702	1.6212
13	− 4680	1851	− 8256	− 423	467	1992	1.2893	1.9420
14	− 5920	1748	− 7505	− 847	772	1872	1.2958	2.3301
15	− 7030	1587	− 6614	− 1225	1051	1661	1.2912	2.8229
16	− 7991	1367	− 5613	− 1534	1289	1356	1.2680	3.4688
17	− 8786	1110	− 4465	− 1732	1475	1027	1.2323	4.4196
18	− 9387	825	− 3151	− 1900	1612	729	1.1659	5.9540
19	− 9776	512	− 1857	− 2114	1699	314	0.9174	7.9537
20	− 9973	171	− 649	− 2114	1706	− 239	0.3708	10.2134
21	− 9974	− 141	707	− 1868	1629	− 655	− 0.4764	11.2707
22	− 9747	− 417	2158	− 1684	1506	− 942	− 0.9826	8.0951
23	− 9300	− 667	3511	− 1436	1334	− 1250	− 1.1471	5.6784
24	− 8645	− 864	4843	− 1082	1117	− 1463	− 1.1882	4.1656
25	− 7781	− 1008	6130	− 754	879	− 1565	− 1.1796	3.1682
26	− 6726	− 1101	7278	− 420	629	− 1616	− 1.1638	2.5048
27	− 5502	− 1140	8293	− 80	376	− 1583	− 1.1414	2.0239
28	− 4129	− 1128	9161	207	136	− 1452	− 1.1135	1.6557
29	− 2637	− 1079	9781	398	79	− 1308	− 1.0909	1.3754
30	− 1071	− 1004	10116	586	− 275	− 1177	− 1.0740	1.1549
31	530	− 896	10244	767	− 446	− 973	− 1.0520	0.9667
32	2135	− 768	10130	834	− 579	− 737	− 1.0288	0.8061
33	3697	− 637	9705	840	− 679	− 543	− 1.0099	0.6705
34	5169	− 506	8999	821	− 751	− 378	− 0.9923	0.5518
35	6511	− 380	8057	780	− 798	− 217	− 0.9716	0.4444
36	7687	− 264	6874	668	− 821	− 95	− 0.9497	0.3472
37	8658	− 171	5457	535	− 831	− 35	− 0.9269	0.2584
38	9390	− 96	3819	382	− 837	− 61	− 0.9040	0.1770
39	9847	− 48	1957	280	− 856	− 215	− 0.8910	0.1027
40	10000	0	0	350	− 907	− 410	0	0

TABLE XX. *N.A.C.A. 2418 airfoil.*

2418	x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	656	890	1206	1434	1610	1868	2030	2130
	y_l	0	− 490	− 688	− 936	− 1096	− 1206	− 1348	− 1418	− 1436
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	2176	2142	1978	1730	1404	1016	562	310	—
	y_l	− 1424	− 1342	− 1198	− 1008	− 794	− 560	− 306	− 174	0

$A_0 = -451$, $2A_{-1} = 1550$, $2B_{-1} = -430$, $\delta = 0.0780$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	398	− 1099	− 430	0	0
1	9840	80	− 2002	662	− 1184	− 621	0.8592	0.0355
2	9382	212	− 3779	1009	− 1284	− 620	0.9177	0.1105
3	8666	396	− 5305	1337	− 1370	− 445	0.9671	0.1944
4	7729	628	− 6561	1588	− 1417	− 121	1.0177	0.2892
5	6615	887	− 7609	1655	− 1405	253	1.0649	0.3953
6	5348	1145	− 8505	1677	− 1338	586	1.0983	0.5090
7	3958	1411	− 9113	1652	− 1218	983	1.1365	0.6395
8	2498	1656	− 9471	1455	− 1030	1380	1.1773	0.7901
9	992	1864	− 9667	1190	− 789	1673	1.2085	0.9566
10	− 526	2028	− 9593	907	− 505	1957	1.2433	1.1540
11	− 2009	2143	− 9267	497	− 177	2208	1.2829	1.3934
12	− 3429	2181	− 8798	6	182	2319	1.3125	1.6718
13	− 4766	2145	− 8187	− 477	545	2300	1.3312	2.0010
14	− 5993	2032	− 7410	− 952	899	2187	1.3421	2.4079
15	− 7087	1849	− 6509	− 1391	1227	1962	1.3373	2.9164
16	− 8032	1599	− 5498	− 1767	1510	1639	1.3105	3.5746
17	− 8808	1299	− 4386	− 2044	1738	1241	1.2517	4.4728
18	− 9402	962	− 3115	− 2200	1900	863	1.1561	5.8740
19	− 9785	607	− 1796	− 2435	2006	435	0.8800	7.5665
20	− 9972	205	− 628	− 2502	2029	− 198	0.3337	8.9541
21	− 9976	− 164	684	− 2206	1949	− 698	− 0.4122	9.9772
22	− 9751	− 490	2155	− 2018	1818	− 1005	− 0.9244	7.6773
23	− 9305	− 796	3484	− 1795	1632	− 1376	− 1.1301	5.6220
24	− 8659	− 1049	4750	− 1420	1388	− 1690	− 1.2118	4.2637
25	− 7814	− 1239	5990	− 1019	1108	− 1872	− 1.2231	3.2948
26	− 6783	− 1368	7132	− 602	805	− 1959	− 1.2101	2.6110
27	− 5580	− 1428	8156	− 188	498	− 1939	− 1.1847	2.1054
28	− 4228	− 1430	9033	169	201	− 1818	− 1.1534	1.7187
29	− 2754	− 1378	9681	442	− 71	− 1659	− 1.1257	1.4220
30	− 1201	− 1293	10053	684	− 319	− 1496	− 1.1054	1.1910
31	392	− 1164	10216	920	− 538	− 1259	− 1.0768	0.9913
32	1996	− 1010	10140	1035	− 713	− 977	− 1.0485	0.8231
33	3563	− 843	9758	1070	− 846	− 728	− 1.0243	0.6814
34	5047	− 676	9092	1063	− 943	− 505	− 1.0013	0.5581
35	6406	− 511	8174	1022	− 1006	− 297	− 0.9761	0.4476
36	7602	− 358	7016	910	− 1038	− 121	− 0.9480	0.3476
37	8597	− 228	5624	754	− 1047	− 3	− 0.9157	0.2562
38	9356	− 124	3989	541	− 1044	+ 11	− 0.8814	0.1735
39	9837	− 56	2074	363	− 1052	− 158	− 0.8555	0.0995
40	10000	0	0	398	− 1099	− 430	0	0

TABLE XXI. *N.A.C.A. 2421 airfoil.*

2421	x	−10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	774	1042	1400	1658	1856	2140	2318	2430
	y_l	0	− 564	− 804	− 1102	− 1296	− 1436	− 1610	− 1704	− 1734
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	2476	2432	2244	1958	1588	1148	636	352	— ,
	y_l	− 1724	− 1632	− 1462	− 1234	− 974	− 688	− 376	− 212	0

$A_0 = -515$, $2A_{-1} = 1814$, $2B_{-1} = -439$, $\delta = 0.0696$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	509	− 1299	− 439	0	0
1	9837	97	− 2066	752	− 1386	− 651	0.8433	0.0349
2	9362	244	− 3919	1160	− 1495	− 685	0.8985	0.1083
3	8622	461	− 5438	1558	− 1589	− 465	0.9566	0.1924
4	7667	726	− 6699	1785	− 1634	− 110	1.0138	0.2883
5	6529	1017	− 7737	1937	− 1620	306	1.0634	0.3949
6	5248	1327	− 8564	1932	− 1537	736	1.1093	0.5143
7	3851	1618	− 9166	1806	− 1389	1161	1.1523	0.6486
8	2381	1892	− 9514	1659	− 1172	1586	1.1948	0.8020
9	873	2132	− 9658	1346	− 894	1941	1.2345	0.9775
10	− 641	2312	− 9569	995	− 565	2244	1.2735	1.1823
11	− 2121	2440	− 9230	554	− 192	2507	1.3168	1.4307
12	− 3532	2481	− 8727	2	216	2644	1 3533	1.7243
13	− 4855	2440	− 8081	− 556	632	2645	1.3783	2.0724
14	− 6065	2308	− 7345	− 1082	1039	2471	1.3812	2.4789
15	− 7155	2103	− 6447	− 1547	1403	2217	1.3729	2.9951
16	− 8083	1824	− 5404	− 1989	1731	1895	1.3437	3.6667
17	− 8848	1484	− 4291	− 2301	1994	1464	1.2720	4.5478
18	− 9425	1105	− 3062	− 2547	2189	1006	1.1313	5.7524
19	− 9807	688	− 1757	− 2706	2308	525	0.8431	7.2580
20	− 9980	258	− 524	− 2847	2349	− 85	0.3030	8.1622
21	− 9971	− 192	684	− 2649	2280	− 731	− 0.3569	8.6088
22	− 9756	− 568	2109	− 2331	2129	− 1124	− 0.8891	7.3751
23	− 9311	− 928	3460	− 2152	1929	− 1512	− 1.1127	5.5311
24	− 8676	− 1235	4654	− 1741	1654	− 1935	− 1.2377	4.3526
25	− 7849	− 1471	5885	− 1256	1329	− 2159	− 1.2638	3.4029
26	− 6831	− 1630	7040	− 794	982	− 2260	− 1.2508	2.6977
27	− 5645	− 1720	8027	− 317	623	− 2300	− 1.2226	2.1720
28	− 4316	− 1731	8898	139	266	− 2202	− 1.1980	1.7846
29	− 2860	− 1681	9587	485	− 64	− 2012	− 1.1627	1.4683
30	− 1318	− 1581	10001	789	− 365	− 1813	− 1.1339	1.2213
31	270	− 1435	10182	1065	− 631	− 1555	− 1.1037	1.0138
32	1869	− 1251	10144	1250	− 850	− 1227	− 1.0696	0.8395
33	3442	− 1048	9825	1314	− 1016	− 901	− 1.0378	0.6902
34	4940	− 842	9194	1307	− 1135	− 621	− 1.0097	0.5626
35	6317	− 640	8302	1260	− 1213	− 362	− 0.9795	0.4490
36	7535	− 450	7162	1134	− 1251	− 137	− 0.9461	0.3467
37	8554	− 287	5783	947	− 1259	+ 29	− 0.9072	0.2537
38	9337	− 156	4125	669	− 1249	+ 57	− 0.8685	0.1708
39	9834	− 73	2135	458	− 1252	− 147	− 0.8440	0.0980
40	10000	0	0	509	− 1299	− 439	0	0

TABLE XXII. *N.A.C.A. 23012 airfoil.*

23012	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	534	722	982	1160	1286	1438	1500	1520
	y_l	0	− 246	− 342	− 452	− 522	− 584	− 700	− 794	− 856
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1510	1428	1232	1094	872	616	336	184	—
	y_l	− 892	− 896	− 834	− 734	− 600	− 432	− 246	− 140	0

$A_0 = -324$, $2A_{-1} = 1043$, $2B_{-1} = -226$, $\delta = 0.0640$; $\varepsilon = 12$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	q_c	q_s
0	10000	0	0	277	− 720	− 226	0	0
1	9855	49	− 1852	366	− 764	− 348	0.9165	0.0533
2	9423	120	− 3611	560	− 826	− 413	0.9370	0.1288
3	8731	226	− 5161	783	− 888	− 349	0.9651	0.2109
4	7813	363	− 6495	949	− 930	− 186	0.9956	0.3011
5	6701	521	− 7638	1060	− 944	11	1.0212	0.3987
6	5425	693	− 8555	1120	− 925	246	1.0463	0.5064
7	4025	869	− 9245	1101	− 866	492	1.0701	0.6260
8	2533	1037	− 9705	1054	− 771	728	1.0919	0.7597
9	989	1196	− 9904	936	− 638	968	1.1156	0.9140
10	− 566	1328	− 9864	761	− 468	1180	1.1391	1.0934
11	− 2097	1433	− 9577	557	− 268	1366	1.1642	1.3080
12	− 3563	1499	− 9062	280	− 41	1511	1.1911	1.5708
13	− 4932	1520	− 8340	− 6	204	1603	1.2193	1.9012
14	− 6171	1495	− 7394	− 334	461	1673	1.2555	2.3443
15	− 7248	1411	− 6301	− 761	725	1668	1.2911	2.9452
16	− 8150	1255	− 5202	− 1222	976	1472	1.2913	3.7139
17	− 8882	1032	− 4097	− 1579	1180	1118	1.2391	4.7325
18	− 9436	766	− 2976	− 1808	1321	652	1.1067	6.1677
19	− 9813	463	− 1791	− 1827	1383	160	0.8509	8.5664
20	− 9994	198	− 529	− 1744	1373	− 303	0.2480	12.1167
21	− 9975	− 66	814	− 1451	1292	− 691	− 0.7683	13.2127
22	− 9729	− 254	2369	− 1070	1167	− 829	− 1.1433	8.3161
23	− 9227	− 408	4008	− 840	1040	− 804	− 1.1200	5.1248
24	− 8475	− 525	5555	− 732	916	− 753	− 1.0855	3.5891
25	− 7495	− 644	6827	− 783	798	− 822	− 1.0802	2.7666
25	− 6347	− 765	7750	− 688	651	− 1052	− 1.1023	2.2773
27	− 5069	− 853	8515	− 430	470	− 1223	− 1.1156	1.9071
28	− 3678	− 898	9171	− 146	273	− 1262	− 1.1129	1.5996
29	− 2197	− 899	9670	137	78	− 1202	− 1.1009	1.3437
30	− 651	− 859	9959	334	− 101	− 1084	− 1.0856	1.1309
31	919	− 796	9993	500	− 261	− 950	− 1.0711	0.9534
32	2475	− 704	9787	630	− 398	− 786	− 1.0550	0.8000
33	3981	− 601	9326	697	− 508	− 617	− 1.0390	0.6663
34	5393	− 487	8627	745	− 592	− 440	− 1.0210	0.5468
35	6679	− 371	7707	713	− 646	− 261	− 1.0003	0.4385
36	7801	− 265	6537	637	− 676	− 137	− 0.9818	0.3414
37	8722	− 172	5180	557	− 691	— 35	− 0.9577	0.2508
38	9419	− 93	3637	407	− 691	+ 9	− 0.9295	0.1668
39	9854	− 43	1867	277	− 694	− 84	− 0.9138	0.0908
40	10000	0	0	277	− 720	− 226	0	0

TABLE XXIII. *N.A.C.A. 43012 airfoil.*

43012	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	710	942	1266	1484	1640	1804	1852	1850
	y_l	0	− 164	− 200	− 212	− 218	− 242	− 332	− 444	− 528
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	8000	10000
	y_u	1820	1692	1506	1270	1000	704	380	204	—
	y_l	− 582	− 630	− 614	− 556	− 464	− 346	− 200	− 116	0

$A_0 = -351$, $2A_{-1} = 1073$, $2B_{-1} = -432$, $\delta = 0.1269$; $\varepsilon = 40$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	347	− 722	− 432	0	0
1	9967	31	− 877	321	− 754	− 439	0.9314	0.0003
2	9861	51	− 1865	313	− 792	− 560	0.9186	0.0364
3	9675	84	− 2820	497	− 841	− 655	0.9068	0.0716
4	9420	129	− 3664	652	− 894	− 653	0.9250	0.1098
5	9102	186	− 4431	793	− 943	− 592	0.9487	0.1506
6	8725	253	− 5171	914	− 986	− 529	0.9662	0.1925
7	8291	329	− 5851	1015	− 1025	− 433	0.9851	0.2368
8	7807	412	− 6483	1099	− 1054	− 324	1.0023	0.2830
9	7273	501	− 7087	1150	− 1076	− 223	1.0161	0.3305
10	6695	593	− 7639	1218	− 1089	− 115	1.0285	0.3798
11	6075	692	− 8133	1283	− 1094	6	1.0410	0.4316
12	5419	793	− 8570	1283	− 1088	135	1.0544	0.4865
13	4730	894	− 8950	1305	− 1072	265	1.0665	0.5438
14	4015	998	− 9254	1323	− 1046	416	1.0806	0.6056
15	3278	1101	− 9489	1311	− 1007	576	1.0958	0.6720
16	2526	1203	− 9677	1254	− 955	721	1.1098	0.7420
17	1759	1298	− 9844	1192	− 895	823	1.1192	0.8137
18	980	1391	− 9927	1185	− 827	942	1.1304	0.8917
19	203	1483	− 9874	1135	− 745	1131	1.1582	0.9898
20	− 568	1567	− 9782	982	− 649	1290	1.1702	1.0824
21	− 1334	1637	− 9695	837	− 544	1378	1.1822	1.1830
22	− 2090	1699	− 9564	716	− 433	1440	1.1922	1.2906
23	− 2834	1751	− 9330	621	− 317	1538	1.2084	1.4158
24	− 3554	1796	− 9032	512	− 191	1632	1.2265	1.5568
25	− 4251	1830	− 8675	330	− 61	1720	1.2471	1.7177
26	− 4915	1848	− 8274	150	78	1788	1.2681	1.8991
27	− 5549	1854	− 7831	16	220	1836	1.2896	2.1059
28	− 6143	1849	− 7285	− 159	368	1926	1.3233	2.3647
29	− 6692	1827	− 6687	− 421	522	2013	1.3629	2.6768
30	− 7194	1782	− 6114	− 742	682	2021	1.3909	3.0195
31	− 7653	1712	− 5556	− 999	838	1964	1.4086	3.4037
32	− 8068	1624	− 5066	− 1325	988	1791	1.3919	3.7766
33	− 8449	1504	− 4571	− 1666	1118	1583	1.3533	4.1694
34	− 8785	1367	− 4014	− 1763	1237	1397	1.3328	4.7313
35	− 9081	1227	− 3540	− 1927	1335	1096	1.2574	5.2446
36	− 9340	1064	− 2993	− 2069	1409	839	1.1718	5.9007
37	− 9553	896	− 2570	− 2295	1465	435	0.9973	6.3096
38	− 9740	710	− 1945	− 2139	1480	214	0.8960	7.5902
39	− 9861	562	− 1487	− 2287	1495	− 188	0.6344	8.0925
40	− 9975	392	− 1112	− 1980	1449	− 680	0.3802	9.7535

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	q_c	q_s
41	−10029	250	− 397	− 1784	1394	− 835	− 0.0038	12.1186
42	−10037	81	265	− 1494	1319	− 1041	− 0.5764	14.5546
43	− 9984	7	1179	− 1194	1235	− 986	− 1.0332	13.0770
44	− 9858	− 119	1707	− 1325	1157	− 1304	− 1.1937	10.0585
45	− 9713	− 175	2338	− 504	1034	− 1501	− 1.4248	8.9774
46	− 9480	− 201	3547	− 171	934	− 1096	− 1.1858	5.9520
47	− 9156	− 210	4651	− 60	862	− 766	− 1.0719	4.4587
48	− 8750	− 214	5716	− 63	813	− 444	− 1.0021	3.5488
49	− 8262	− 226	6680	− 329	790	− 183	− 0.9617	2.9566
50	− 7708	− 265	7318	− 635	778	− 207	− 0.9657	2.6151
51	− 7117	− 321	7766	− 814	753	− 374	− 0.9871	2.3889
52	− 6492	− 390	8070	− 900	717	− 635	− 1.0189	2.2061
53	− 5851	− 458	8335	− 802	654	− 880	− 1.0366	2.0329
54	− 5182	− 514	8674	− 633	581	− 996	− 1.0622	1.8953
55	− 4488	− 558	8993	− 487	499	− 1072	− 1.0697	1.7443
56	− 3769	− 591	9316	− 351	414	− 1082	− 1.0690	1.5988
57	− 3027	− 615	9557	− 225	329	− 1110	− 1.0706	1.4726
58	− 2269	− 628	9761	− 92	241	− 1108	− 1.0693	1.3555
59	− 1495	− 630	9944	31	156	− 1061	− 1.0632	1.2441
60	− 709	− 624	10052	117	74	− 1021	− 1.0530	1.1385
61	83	− 612	10097	188	− 4	− 975	− 1.0437	1.0431
62	876	− 594	10071	283	− 79	− 933	− 1.0493	0.9694
63	1664	− 568	9998	354	− 151	− 870	− 1.0432	0.8904
64	2444	− 539	9858	390	− 216	− 807	− 1.0372	0.8163
65	3210	− 506	9633	469	− 278	− 762	− 1.0331	0.7501
66	3957	− 466	9387	515	− 335	− 675	− 1.0244	0.6840
67	4683	− 426	9089	522	− 383	− 577	− 1.0144	0.6212
68	5382	− 384	8687	537	− 426	− 525	− 1.0088	0.5645
69	6046	− 342	8230	535	− 466	− 470	− 1.0025	0.5114
70	6673	− 300	7723	535	− 500	− 412	− 0.9951	0.4584
71	7258	− 258	7155	538	− 531	− 364	− 0.9878	0.4088
72	7796	− 216	6558	518	− 557	− 299	− 0.9868	0.3600
73	8287	− 177	5903	485	− 578	− 251	− 0.9661	0.3136
74	8723	− 140	5209	449	− 596	− 202	− 0.9525	0.2683
75	9103	− 107	4464	390	− 610	− 172	− 0.9383	0.2250
76	9422	− 79	3660	326	− 624	− 173	− 0.9255	0.1838
77	9677	− 56	2796	248	− 638	− 209	− 0.9164	0.1448
78	9860	− 39	1855	213	− 658	− 303	− 0.9246	0.1091
79	9967	− 21	883	239	− 686	− 416	− 0.9480	0.0744
80	10000	0	0	347	− 722	− 432	0	0

TABLE XXIV. *N.A.C.A. 63012 airfoil.*

63012	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	892	1168	1554	1814	1998	2172	2206	2182
	y_l	0	− 100	− 82	+ 6	+ 78	+ 100	+ 34	− 96	− 198
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	2132	1960	1928	1448	1138	794	424	228	—
	y_l	− 276	− 368	− 394	− 380	− 332	− 256	− 158	− 96	0

$A_0 = -401$, $2A_{-1} = 1129$, $2B_{-1} = -658$, $\delta = 0.1770$; $\varepsilon = 65$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	332	− 726	− 658	0	0
1	9966	30	− 875	352	− 777	− 658	0.9284	− 0.0184
2	9861	55	− 1854	364	− 831	− 763	0.9257	0.0180
3	9675	91	− 2821	560	− 897	− 863	0.9098	0.0535
4	9421	143	− 3652	740	− 964	− 839	0.9316	0.0916
5	9103	206	− 4438	880	− 1027	− 787	0.9525	0.1316
6	8725	281	− 5175	1024	− 1087	− 709	0.9715	0.1733
7	8291	366	− 5870	1132	− 1138	− 616	0.9889	0.2168
8	7804	459	− 6521	1240	− 1183	− 512	1.0045	0.2619
9	7269	561	− 7112	1344	− 1218	− 385	1.0204	0.3094
10	6688	669	− 7642	1412	− 1243	− 238	1.0375	0.3596
11	6070	782	− 8116	1452	− 1255	− 80	1.0545	0.4125
12	5414	897	− 8568	1484	− 1256	49	1.0667	0.4663
13	4726	1015	− 8948	1528	− 1247	197	1.0800	0.5236
14	4011	1136	− 9231	1528	− 1224	386	1.0982	0.5868
15	3276	1254	− 9492	1484	− 1187	539	1.1126	0.6518
16	2521	1369	− 9710	1452	− 1140	671	1.1244	0.7195
17	1753	1482	− 9866	1420	− 1082	802	1.1363	0.7917
18	974	1592	− 9928	1400	− 1014	961	1.1517	0.8715
19	196	1701	− 9878	1336	− 930	1166	1.1740	0.9631
20	− 577	1801	− 9802	1196	− 831	1328	1.1938	1.0605
21	− 1343	1889	− 9709	1056	− 722	1438	1.2087	1.1618
22	− 2101	1968	− 9561	948	− 606	1535	1.2234	1.2720
23	− 2843	2038	− 9314	832	− 481	1662	1.2442	1.3996
24	− 3562	2098	− 8993	688	− 345	1795	1.2691	1.5459
25	− 4254	2145	− 8650	504	− 200	1884	1.2918	1.7059
26	− 4919	2177	− 8264	336	− 49	1951	1.3147	1.8856
27	− 5550	2198	− 7805	184	107	2029	1.3439	2.0986
28	− 6143	2205	− 7240	− 4	270	2151	1.3881	2.3673
29	− 6686	2195	− 6625	− 268	445	2265	1.4401	2.6931
30	− 7183	2162	− 6005	− 576	625	2331	1.4909	3.0725
31	− 7629	2103	− 5367	− 984	811	2361	1.5369	3.5120
32	− 8028	2006	− 4895	− 1444	993	2179	1.5151	3.8691
33	− 8398	1880	− 4463	− 1692	1151	1914	1.4739	4.2481
34	− 8728	1740	− 3933	− 1936	1294	1706	1.4365	4.7327
35	− 9017	1575	− 3453	− 2236	1417	1415	1.3433	5.1440
36	− 9271	1390	− 3021	− 2464	1514	1045	1.2118	5.5183
37	− 9493	1190	− 2674	− 2604	1579	564	1.0439	5.8398
38	− 9691	986	− 2308	− 2508	1603	83	0.8947	6.4598
39	− 9851	798	− 1708	− 2336	1596	− 179	0.7560	7.6615
40	− 9959	616	− 1117	− 2356	1574	− 459	0.5049	8.5365

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
41	−10030	430	− 681	− 2240	1521	− 898	0.1885	9.5145
42	−10064	268	− 142	− 1948	1435	− 1233	− 0.2214	11.3794
43	−10051	125	424	− 1676	1329	− 1534	− 0.7518	12.7857
44	− 9997	8	996	− 1236	1195	− 1818	− 1.3578	13.8108
45	− 9892	− 68	1688	− 712	1047	− 1963	− 1.6339	11.8278
46	− 9727	− 101	2558	− 40	892	− 1909	− 1.4887	8.3447
47	− 9482	− 76	3739	+ 604	755	− 1515	− 1.2132	5.5343
48	− 9132	− 17	5232	+ 976	662	− 777	− 1.0054	3.8556
49	− 8658	+ 64	6837	+ 808	636	+ 110	− 0.8816	2.9080
50	− 8067	+ 100	8085	+ 108	672	+ 681	− 0.8343	2.4072
51	− 7405	+ 79	8617	− 744	727	+ 581	− 0.8530	2.1805
52	− 6727	− 7	8600	− 1164	752	− 17	− 0.9171	2.0976
53	− 6054	− 92	8656	− 1016	727	− 490	− 0.9738	2.0086
54	− 5362	− 166	8938	− 872	681	− 680	− 0.9977	1.8673
55	− 4649	− 229	9219	− 744	622	− 812	− 1.0133	1.7296
56	− 3915	− 283	9468	− 632	554	− 914	− 1.0247	1.6013
57	− 3163	− 327	9673	− 484	479	− 996	− 1.0336	1.4836
58	− 2396	− 358	9877	− 320	399	− 1012	− 1.0353	1.3681
59	− 1612	− 376	10066	− 196	321	− 977	− 1.0315	1.2573
60	− 817	− 388	10171	− 116	246	− 958	− 1.0294	1.1588
61	− 16	− 394	10201	− 24	171	− 946	− 1.0282	1.0698
62	784	− 392	10185	72	97	− 910	− 1.0247	0.9856
63	1582	− 384	10108	120	28	− 868	− 1.0207	0.9073
64	2370	− 373	9948	184	− 39	− 840	− 1.0181	0.8359
65	3143	− 355	9746	260	− 104	− 788	− 1.0130	0.7671
66	3900	− 333	9495	292	− 163	− 721	− 1.0061	0.7015
67	4633	− 309	9157	324	− 217	− 677	− 1.0014	0.6413
68	5337	− 282	8772	356	− 269	− 619	− 0.9948	0.5833
69	6009	− 254	8330	356	− 315	− 561	− 0.9874	0.5280
70	6643	− 226	7808	356	− 357	− 527	− 0.9822	0.4766
71	7234	− 198	7237	356	− 398	− 492	− 0.9759	0.4270
72	7779	− 170	6608	356	− 435	− 466	− 0.9695	0.3796
73	8271	− 142	5940	352	− 471	− 437	− 0.9610	0.3334
74	8711	− 115	5242	344	− 503	− 397	− 0.9482	0.2878
75	9093	− 89	4493	300	− 534	− 374	− 0.9347	0.2441
76	9415	− 68	3690	248	− 563	− 376	− 0.9213	0.2023
77	9671	− 50	2811	196	− 594	− 427	− 0.9156	0.1637
78	9855	− 36	1880	184	− 631	− 511	− 0.9174	0.1271
79	9966	− 20	916	224	− 674	− 613	− 0.9235	0.0911
80	10000	0	0	332	− 726	− 658	0	0

TABLE XXV. *N.A.C.A 21012 airfoil.*

21012	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	590	744	934	1056	1144	1266	1334	1364
	y_l	0	− 180	− 290	− 488	− 624	− 728	− 872	− 960	− 1014
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1364	1204	1178	1008	806	572	314	174	—
	y_l	− 1036	− 1020	− 942	− 818	− 660	− 576	− 264	− 150	0

$A_0 = -327$, $2A_{-1} = 1013$, $2B_{-1} = -129$, $\delta = 0.0288$; $\varepsilon = 36$.

θ	x	y	x'	y'^*	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	279	− 717	− 129	0	0
1	9855	48	− 1856	340	− 746	− 256	0.9167	0.0614
2	9422	112	− 3622	516	− 794	− 332	0.9346	0.1368
3	8728	212	− 5168	732	− 844	− 270	0.9632	0.2193
4	7809	340	− 6506	872	− 874	− 119	0.9927	0.3098
5	6694	485	− 7662	979	− 880	55	1.0158	0.4069
6	5414	644	− 8576	1039	− 855	282	1.0404	0.5149
7	4011	805	− 9265	1002	− 791	516	1.0634	0.6347
8	2515	957	− 9752	937	− 694	711	1.0811	0.7663
9	962	1099	− 9954	857	− 567	733	1.1026	0.9196
10	− 598	1222	− 9880	682	− 401	1163	1.1281	1.1020
11	− 2131	1310	− 9607	436	− 204	1321	1.1498	1.3148
12	− 3605	1358	− 9116	177	12	1426	1.1704	1.5719
13	− 4984	1364	− 8419	− 116	241	1480	1.1910	1.8934
14	− 6241	1321	− 7554	− 423	473	1456	1.2080	2.3038
15	− 7349	1232	− 6539	− 715	695	1362	1.2208	2.8523
16	− 8287	1098	− 5369	− 971	898	1226	1.2325	3.6474
17	− 9030	927	− 4066	− 1227	1078	1063	1.2380	4.9030
18	− 9563	712	− 2739	− 1517	1227	797	1.1705	6.8693
19	− 9893	456	− 1492	− 1698	1321	364	0.8779	9.7024
20	−10031	190	− 262	− 1636	1339	− 133	0.1559	13.3267
21	− 9963	− 48	1266	− 1317	1291	− 334	− 0.8050	12.0255
22	− 9629	− 236	2924	− 1328	1241	− 366	− 0.9841	6.7213
23	− 9060	− 468	4208	− 1413	1166	− 691	− 1.0745	4.7180
24	− 8315	− 666	5344	− 1141	1022	− 1043	− 1.1451	3.6699
25	− 7382	− 825	6509	− 874	846	− 1209	− 1.1555	2.8845
26	− 6276	− 940	7539	− 597	646	− 1319	− 1.1543	2.3324
27	− 5022	− 1012	8400	− 308	434	− 1381	− 1.1483	1.9240
28	− 3645	− 1036	9127	14	217	− 1336	− 1.1323	1.5974
29	− 2164	− 1012	9678	227	18	− 1210	− 1.1113	1.3325
30	− 620	− 967	9920	391	− 164	− 1123	− 1.0994	1.1254
31	940	− 888	9935	607	− 333	− 992	− 1.0848	0.9487
32	2491	− 780	9764	739	− 472	− 778	− 1.0634	0.7918
33	3994	− 660	9308	780	− 578	− 590	− 1.0459	0.6578
34	5402	− 536	8590	816	− 658	− 420	− 1.0292	0.5397
35	6681	− 406	7676	807	− 709	− 224	− 1.0068	0.4309
36	7802	− 286	6535	723	− 730	− 61	− 0.9836	0.3324
37	8723	− 181	5187	606	− 731	+ 58	− 0.9573	0.2417
38	9420	− 98	3634	429	− 716	+ 99	− 0.9308	0.1586
39	9854	− 44	1861	294	− 706	+ 1	− 0.9161	0.0829
40	10000	0	0	279	− 717	− 129	0	0

TABLE XXVI. *N.A.C.A. 22012 airfoil.*

22012	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	568	752	994	1142	1244	1360	1422	1446
	y_l	0	− 220	− 320	− 434	− 536	− 630	− 778	− 876	− 932
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1444	1370	1234	1054	838	598	326	178	—
	y_l	− 960	− 952	− 884	− 770	− 628	− 452	− 252	− 142	0

$A_0 = -328$, $2A_{-1} = 1044$, $2B_{-1} = -180$, $\delta = 0.0596$; $\varepsilon = 19$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	272	− 716	− 180	0	0
1	9854	48	− 1865	341	− 754	− 315	0.9124	0.0569
2	9419	113	− 3635	538	− 812	− 394	0.9310	0.1319
3	8723	219	− 5177	783	− 871	− 324	0.9612	0.2143
4	7804	355	− 6488	936	− 908	− 142	0.9955	0.3056
5	6694	509	− 7621	1005	− 914	61	1.0227	0.4042
6	5420	669	− 8572	1046	− 889	256	1.0432	0.5103
7	4014	836	− 9288	1059	− 833	470	1.0631	0.6278
8	2516	999	− 9725	1023	− 740	722	1.0868	0.7628
9	971	1153	− 9917	889	− 606	962	1.1107	0.9178
10	− 587	1276	− 9883	717	− 439	1161	1.1327	1.0963
11	− 2121	1376	− 9594	503	− 243	1341	1.1570	1.3108
12	− 3590	1434	− 9095	221	− 21	1464	1.1804	1.5701
13	− 4968	1447	− 8408	− 57	213	1514	1.2015	1.8907
14	− 6221	1412	− 7513	− 357	453	1527	1.2258	2.3118
15	− 7319	1332	− 6440	− 666	691	1496	1.2536	2.8921
16	− 8237	1201	− 5221	− 1012	919	1416	1.2818	3.7365
17	− 8958	1012	− 3999	− 1424	1128	1175	1.2613	4.9000
18	− 9494	760	− 2786	− 1682	1281	798	1.1565	6.6028
19	− 9835	488	− 1615	− 1895	1372	291	0.8378	8.8060
20	−10002	180	− 502	− 1775	1369	− 322	0.1954	11.9725
21	− 9980	− 56	913	− 1333	1284	− 637	− 0.8476	13.6049
22	− 9703	− 245	2606	− 1068	1184	− 636	− 1.0871	7.6719
23	− 9163	− 400	4241	− 984	1086	− 612	− 1.0733	4.8153
24	− 8383	− 560	5608	− 1040	985	− 738	− 1.0810	3.5215
25	− 7417	− 721	6656	− 962	848	− 1025	− 1.1154	2.8221
26	− 6300	− 853	7571	− 673	665	− 1258	− 1.1378	2.3262
27	− 5042	− 930	8433	− 346	460	− 1325	− 1.1348	1.9215
28	− 3658	− 964	9148	− 79	254	− 1299	− 1.1223	1.5989
29	− 2179	− 956	9642	170	54	− 1237	− 1.1094	1.3427
30	− 640	− 912	9925	399	− 132	− 1119	− 1.0937	1.1300
31	927	− 834	9990	561	− 295	− 946	− 1.0749	0.9488
32	2484	− 739	9775	655	− 429	− 784	− 1.0594	0.7964
33	3984	− 629	9303	751	− 541	− 619	− 1.0438	0.6633
34	5395	− 506	8622	788	− 623	− 419	− 1.0234	0.5427
35	6680	− 385	7694	747	− 673	− 243	− 1.0034	0.4349
36	7800	− 273	6530	681	− 701	− 107	− 0.9834	0.3374
37	8722	− 173	5186	582	− 708	+ 11	− 0.9570	0.2463
38	9419	− 93	3638	411	− 701	+ 54	− 0.9298	0.1629
39	9854	− 42	1867	278	− 698	− 38	− 0.9139	0.0870
40	10000	0	0	272	− 716	− 180	0	0

TABLE XXVII. *N.A.C.A. 24012 airfoil.*

24012	x	−10000	−9750	−9500	−9000	−8500	−8000	−7000	−6000	−5000
	y_u	—	516	700	960	1148	1288	1474	1564	1592
	y_l	0	−268	−370	−474	−540	−590	−668	−732	−784
	x	−4000	−2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1578	1488	1332	1134	896	636	346	188	—
	y_l	−822	−834	−786	−694	−568	−414	−236	−134	0

$A_0 = -323$, $2A_{-1} = 1041$, $2B_{-1} = -263$, $\delta = 0.0697$; $\epsilon = 9$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	276	−719	−263	0	0
1	9855	49	−1857	364	−769	−390	0.9143	0.0501
2	9422	120	−3623	574	−838	−461	0.9336	0.1252
3	8728	231	−5161	818	−907	−383	0.9648	0.2074
4	7810	374	−6525	980	−954	−248	0.9912	0.2962
5	6692	539	−7598	1191	−979	24	1.0252	0.3963
6	5435	711	−8438	1120	−945	341	1.0622	0.5097
7	4045	890	−9258	1043	−879	460	1.0713	0.6219
8	2542	1070	−9740	1136	−797	680	1.0894	0.7526
9	1003	1238	−9869	992	−662	995	1.1219	0.9129
10	−548	1379	−9819	821	−488	1222	1.1473	1.0939
11	−2070	1493	−9522	593	−279	1425	1.1750	1.3112
12	−3527	1563	−8991	325	−42	1591	1.2054	1.5787
13	−4882	1592	−8210	7	220	1748	1.2449	1.9269
14	−6098	1559	−7268	−454	503	1819	1.2839	2.3781
15	−7163	1448	−6298	−940	782	1695	1.2966	2.9308
16	−8074	1267	−5293	−1356	1027	1410	1.2748	3.6273
17	−8823	1028	−4223	−1654	1219	1024	1.2150	4.5778
18	−9398	754	−3117	−1832	1344	545	1.0856	5.9358
19	−9796	462	−1894	−1801	1391	93	0.8608	8.3806
20	−9989	192	−579	−1727	1376	−316	0.2886	12.1220
21	−9976	−73	752	−1490	1293	−716	−0.7217	13.1719
22	−9745	−270	2250	−1107	1160	−912	−1.1562	8.6236
23	−9265	−425	3834	−837	1015	−944	−1.1507	5.3510
24	−8543	−536	5368	−614	867	−910	−1.1132	3.7257
25	−7586	−624	6767	−530	730	−855	−1.0841	2.8044
26	−6431	−705	7879	−503	594	−899	−1.0785	2.2474
27	−5127	−779	8681	−410	443	−1038	−1.0995	1.8743
28	−3715	−828	9276	−187	270	−1144	−1.0948	1.5849
29	−2221	−836	9729	70	89	−1135	−1.0896	1.3391
30	−669	−808	9982	274	−84	−1059	−1.0793	1.1320
31	904	−751	10013	465	−241	−933	−1.0658	0.9551
32	2465	−665	9820	590	−375	−762	−1.0490	0.8010
33	3975	−569	9355	643	−481	−603	−1.0339	0.6679
34	5390	−464	8636	686	−564	−451	−1.0186	0.5499
35	6676	−356	7701	675	−622	−292	−1.0000	0.4424
36	7798	−254	6540	624	−657	−163	−0.9802	0.3445
37	8721	−162	5196	538	−675	−51	−0.9540	0.2532
38	9420	−88	3643	375	−677	−19	−0.9281	0.1697
39	9855	−42	1862	262	−687	−125	−0.9168	0.0941
40	10000	0	0	276	−719	−263	0	0

TABLE XXVIII. *N.A.C.A. 25012 airfoil.*

25012	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	496	674	940	1024	1272	1478	1594	1640
	y_l	0	− 278	− 388	− 498	− 564	− 608	− 666	− 708	− 736
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1642	1540	1384	1174	928	654	356	196	—
	y_l	− 758	− 774	− 734	− 654	− 540	− 394	− 226	− 128	0

$A_0 = -318$, $2A_{-1} = 1039$, $2B_{-1} = -300$, $\delta = 0.0780$; $\varepsilon = 0$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	290	− 721	− 300	0	0
1	9855	52	− 1849	385	− 776	− 418	0.9164	0.0471
2	9424	126	− 3606	595	− 849	− 480	0.9374	0.1225
3	8733	240	− 5138	837	− 920	− 393	0.9691	0.2050
4	7821	386	− 6468	1003	− 968	− 222	1.0001	0.2952
5	6711	552	− 7621	1120	− 988	− 28	1.0247	0.3922
6	5439	735	− 8533	1200	− 974	222	1.0507	0.4999
7	4043	924	− 9215	1197	− 918	485	1.0761	0.6199
8	2556	1108	− 9656	1159	− 822	750	1.1008	0.7550
9	1023	1283	− 9831	1041	− 682	1025	1.1285	0.9120
10	− 519	1432	− 9758	869	− 501	1281	1.1574	1.0962
11	− 2030	1552	− 9437	621	− 281	1513	1.1895	1.3185
12	− 3472	1624	− 8881	306	− 27	1711	1.2257	1.5941
13	− 4810	1644	− 8134	− 99	253	1841	1.2628	1.9404
14	− 6020	1590	− 7260	− 573	544	1830	1.2916	2.3734
15	− 7092	1465	− 6357	− 1031	820	1661	1.2915	2.8933
16	− 8014	1270	− 5398	− 1420	1058	1352	1.2596	3.5461
17	− 8779	1026	− 4360	− 1684	1239	916	1.1934	4.4368
18	− 9377	750	− 3171	− 1738	1347	525	1.1052	5.9311
19	− 9771	480	− 1889	− 1840	1403	136	0.8808	8.3031
20	− 9971	180	− 669	− 1770	1386	− 371	0.3169	11.6676
21	− 9974	− 66	717	− 1445	1294	− 715	− 0.7006	13.6221
22	− 9741	− 276	2216	− 1206	1169	− 910	− 1.1208	8.5775
23	− 9279	− 442	3685	− 882	1011	− 1060	− 1.1732	5.5461
24	− 8582	− 554	5203	− 573	843	− 1043	− 1.1360	3.8487
25	− 7649	− 629	6631	− 417	687	− 963	− 1.0978	2.8683
26	− 6510	− 688	7829	− 318	539	− 926	− 1.0790	2.2679
27	− 5202	− 730	8777	− 236	394	− 923	− 1.0706	1.8584
28	− 3767	− 762	9433	− 159	247	− 973	− 1.0713	1.5619
29	− 2253	− 776	9838	19	89	− 1018	− 1.0730	1.3276
30	− 691	− 754	10065	242	− 73	− 974	− 1.0666	1.1262
31	893	− 702	10077	395	− 220	− 873	− 1.0560	0.9527
32	2460	− 632	9839	509	− 348	− 753	− 1.0446	0.8032
33	3969	− 544	9358	605	− 457	− 614	− 1.0314	0.6712
34	5386	− 444	8646	649	− 542	− 461	− 1.0158	0.5528
35	6674	− 342	7699	633	− 601	− 318	− 0.9990	0.4460
36	7795	− 246	6535	602	− 641	− 196	− 0.9800	0.3481
37	8719	− 156	5190	522	− 663	− 89	− 0.9545	0.2568
38	9420	− 86	3634	353	− 668	− 63	− 0.9304	0.1734
39	9855	− 42	1857	255	− 683	− 166	− 0.9193	0.0975
40	10000	0	0	290	− 721	− 300	0	0

TABLE XXIX. *N.A.C.A. 23006 airfoil.*

23006	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	282	416	600	724	812	902	926	926
	y_l	0	− 104	− 120	− 122	− 120	− 126	− 166	− 220	− 264
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	912	846	750	634	500	350	190	102	—
	y_l	− 292	− 316	− 308	− 280	− 234	− 174	− 100	− 58	0

$A_0 = -177$, $2A_{-1} = 527$, $2B_{-1} = -205$, $\delta = 0.0813$; $\varepsilon = 2$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	131	− 349	− 205	0	0
1	9866	25	− 1706	182	− 386	− 262	0.9611	0.0568
2	9467	60	− 3359	292	− 431	− 301	0.9677	0.1340
3	8818	118	− 4864	432	− 477	− 268	0.9832	0.2159
4	7948	194	− 6193	528	− 512	− 172	1.0018	0.3041
5	6881	282	− 7363	585	− 530	− 65	1.0158	0.3978
6	5644	377	− 8350	634	− 532	46	1.0271	0.4984
7	4270	480	− 9099	660	− 514	187	1.0404	0.6100
8	2798	582	− 9616	634	− 473	332	1.0536	0.7345
9	1263	678	− 9896	590	− 409	469	1.0662	0.8753
10	− 297	766	− 9917	518	− 325	610	1.0807	1.0394
11	− 1840	839	− 9696	408	− 219	734	1.0958	1.2336
12	− 3331	893	− 9229	276	− 95	846	1.1134	1.4713
13	− 4727	924	− 8533	109	46	940	1.1341	1.7723
14	− 6000	926	− 7612	− 74	199	1025	1.1615	2.1739
15	− 7109	896	− 6481	− 360	367	1108	1.2007	2.7462
16	− 8034	808	− 5331	− 766	539	1022	1.2176	3.5132
17	− 8786	659	− 4234	− 1088	678	728	1.1819	4.5323
18	− 9364	474	− 3142	− 1261	762	306	1.0790	6.0480
19	− 9768	274	− 1955	− 1196	774	− 106	0.8964	9.1163
20	− 9973	104	− 680	− 1055	731	− 475	0.3267	16.7756
21	− 9976	− 47	681	− 681	630	− 763	− 1.2869	21.7630
22	− 9746	− 106	2346	− 204	506	− 712	− 1.2118	8.7505
23	− 9232	− 123	4173	− 6	418	− 424	− 1.0524	4.7930
24	− 8441	− 120	5869	− 51	373	− 153	− 0.9910	3.2650
25	− 7406	− 148	7196	− 305	360	− 103	− 0.9849	2.5151
26	− 6201	− 210	8086	− 413	329	− 309	− 1.0116	2.0847
27	− 4876	− 268	8799	− 301	263	− 487	− 1.0314	1.7592
28	− 3444	− 302	9413	− 150	182	− 535	− 1.0349	1.4844
29	− 1929	− 316	9833	− 25	98	− 532	− 1.0332	1.2586
30	− 366	− 311	10031	81	17	− 496	− 1.0289	1.0698
31	1210	− 292	9993	157	− 57	− 436	− 1.0230	0.9088
32	2760	− 263	9698	210	− 120	− 377	− 1.0175	0.7700
33	4244	− 227	9156	248	− 175	− 316	− 1.0118	0.6474
34	5625	− 186	8393	272	− 219	− 244	− 1.0041	0.5365
35	6869	− 143	7407	267	− 252	− 181	− 0.9961	0.4355
36	7942	− 103	6224	248	− 277	− 130	− 0.9871	0.3421
37	8816	− 66	4877	214	− 294	− 85	− 0.9744	0.2541
38	9466	− 37	3367	149	− 305	− 81	− 0.9622	0.1716
39	9866	− 18	1711	109	− 322	− 138	− 0.9588	0.0943
40	10000	0	0	131	− 349	− 205	0	0

TABLE XXX. *N.A.C.A. 23009 airfoil.*

23009	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	408	566	786	940	1052	1170	1212	1222
	y_l	0	− 182	− 238	− 288	− 326	− 358	− 434	− 510	− 560
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1210	1138	1018	864	684	482	262	144	—
	y_l	− 592	− 606	− 572	− 506	− 416	− 302	− 172	− 100	0

$A_0 = -253$, $2A_{-1} = 787$, $2B_{-1} = -217$, $\delta = 0.0746$; $\varepsilon = 7$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	215	− 533	− 217	0	0
1	9862	39	− 1762	275	− 572	− 289	0.9478	0.0554
2	9450	90	− 3477	410	− 623	− 351	0.9550	0.1316
3	8778	170	− 5016	596	− 678	− 312	0.9742	0.2132
4	7884	275	− 6349	726	− 717	− 184	0.9987	0.3024
5	6793	396	− 7516	817	− 734	− 42	1.0173	0.3976
6	5534	530	− 8461	878	− 728	138	1.0364	0.5020
7	4147	669	− 9195	878	− 691	317	1.0533	0.6166
8	2659	805	− 9667	881	− 627	524	1.0723	0.7465
9	1123	941	− 9873	771	− 526	746	1.0943	0.8971
10	− 432	1045	− 9889	621	− 396	898	1.1106	1.0667
11	− 1970	1136	− 9642	488	− 244	1046	1.1296	1.2699
12	− 3448	1195	− 9146	277	− 68	1180	1.1523	1.5206
13	− 4832	1222	− 8445	53	124	1264	1.1755	1.8342
14	− 6089	1210	− 7507	− 195	329	1347	1.2080	2.2572
15	− 7182	1156	− 6378	− 546	545	1403	1.2495	2.8525
16	− 8092	1034	− 5245	− 1009	760	1271	1.2606	3.6293
17	− 8832	844	− 4184	− 1360	934	907	1.2064	4.6134
18	− 9404	616	− 3081	− 1517	1041	459	1.0942	6.1088
19	− 9794	376	− 1847	− 1501	1079	55	0.8908	8.9966
20	− 9983	150	− 602	− 1410	1057	− 384	0.2840	14.0895
21	− 9978	− 56	716	− 1067	963	− 757	− 0.9750	16.6783
22	− 9744	− 182	2353	− 646	835	− 774	− 1.1926	8.6556
23	− 9234	− 268	4092	− 443	729	− 612	− 1.0901	4.9804
24	− 8465	− 329	5696	− 388	643	− 469	− 1.0417	3.4404
25	− 7460	− 398	7005	− 532	575	− 468	− 1.0328	2.6429
26	− 6283	− 491	7916	− 552	486	− 683	− 1.0562	2.1805
27	− 4983	− 562	8659	− 351	361	− 853	− 1.0726	1.8322
28	− 3570	− 600	9297	− 141	224	− 895	− 1.0727	1.5408
29	− 2072	− 607	9751	57	84	− 869	− 1.0668	1.3013
30	− 517	− 584	9995	212	− 46	− 792	− 1.0572	1.1007
31	1056	− 542	9996	337	− 163	− 691	− 1.0468	0.9312
32	2610	− 480	9756	427	− 263	− 570	− 1.0351	0.7844
33	4107	− 410	9252	471	− 343	− 457	− 1.0246	0.6566
34	5505	− 333	8515	507	− 406	− 339	− 1.0125	0.5419
35	6771	− 253	7570	494	− 449	− 211	− 0.9970	0.4367
36	7871	− 180	6395	434	− 474	− 121	− 0.9826	0.3413
37	8770	− 117	5032	374	− 488	− 58	− 0.9657	0.2525
38	9443	− 64	3500	270	− 495	− 40	− 0.9464	0.1695
39	9861	− 31	1784	189	− 505	− 118	− 0.9392	0.0930
40	10000	0	0	215	− 533	− 217	0	0

TABLE XXXI. *N.A.C.A. 23015 airfoil.*

23015	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	668	888	1178	1382	1528	1704	1784	1816
	y_l	0	− 308	− 450	− 608	− 722	− 818	− 968	− 1082	− 1156
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	1810	1718	1548	1322	1050	746	408	224	—
	y_l	− 1192	− 1184	− 1100	− 962	− 782	− 566	− 318	− 180	0

$A_0 = -395$, $2A_{-1} = 1301$, $2B_{-1} = -230$, $\delta = 0.0544$; $\varepsilon = 19$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	qc	qs
0	10000	0	0	345	− 907	− 230	0	0
1	9848	61	− 1939	449	− 955	− 398	0.8894	0.0518
2	9397	148	− 3755	703	− 1027	− 481	0.9172	0.1262
3	8681	283	− 5310	980	− 1098	− 384	0.9548	0.2088
4	7741	452	− 6636	1167	− 1142	− 179	0.9924	0.3003
5	6607	646	− 7760	1288	− 1152	69	1.0244	0.4002
6	5315	853	− 8662	1341	− 1119	346	1.0539	0.5103
7	3898	1064	− 9339	1335	− 1043	627	1.0807	0.6324
8	2395	1269	− 9746	1268	− 921	932	1.1098	0.7724
9	850	1458	− 9894	1109	− 750	1232	1.1406	0.9348
10	− 702	1614	− 9815	889	− 536	1486	1.1700	1.1234
11	− 2222	1734	− 9500	604	− 286	1699	1.2005	1.3492
12	− 3675	1801	− 8968	266	− 6	1851	1.2314	1.6245
13	− 5029	1816	− 8243	− 101	292	1931	1.2620	1.9686
14	− 6254	1768	− 7317	− 488	598	1961	1.2965	2.4217
15	− 7320	1660	− 6230	− 936	904	1923	1.3306	3.0365
16	− 8210	1472	− 5136	− 1450	1193	1693	1.3226	3.8058
17	− 8933	1211	− 4042	− 1808	1428	1293	1.2567	4.8026
18	− 9477	910	− 2884	− 2059	1595	826	1.1119	6.2024
19	− 9837	572	− 1695	− 2158	1684	299	0.8103	8.1713
20	−10007	241	− 456	− 2076	1690	− 227	0.2159	10.6339
21	− 9974	− 72	902	− 1824	1619	− 640	− 0.6448	11.0598
22	− 9717	− 329	2387	− 1516	1497	− 887	− 1.0766	7.8221
23	− 9222	− 550	3928	− 1245	1347	− 998	− 1.1398	5.2114
24	− 8487	− 725	5412	− 1083	1186	− 1045	− 1.1283	3.7284
25	− 7534	− 894	6645	− 1021	1015	− 1184	− 1.1304	2.8940
26	− 6413	− 1040	7585	− 822	810	− 1423	− 1.1506	2.3763
27	− 5160	− 1146	8347	− 495	570	− 1619	− 1.1644	1.9897
28	− 3794	− 1191	9079	− 53	311	− 1598	− 1.1507	1.6534
29	− 2315	− 1170	9684	196	74	− 1442	− 1.1250	1.3727
30	− 769	− 1133	9932	369	− 144	− 1370	− 1.1140	1.1602
31	793	− 1051	9958	646	− 354	− 1240	− 1.0992	0.9781
32	2349	− 934	9799	818	− 530	− 1020	− 1.0769	0.8163
33	3859	− 797	9392	937	− 673	− 782	− 1.0536	0.6755
34	5287	− 644	8740	965	− 775	− 538	− 1.0290	0.5509
35	6591	− 497	7815	932	− 844	− 339	− 1.0069	0.4412
36	7730	− 353	6667	873	− 883	− 162	− 0.9814	0.3411
37	8675	− 226	5335	745	− 896	− 1	− 0.9479	0.2480
38	9394	− 122	3774	543	− 888	+ 63	− 0.9131	0.1637
39	9848	− 54	1949	365	− 884	− 45	− 0.8900	0.0882
40	10000	0	0	345	− 907	− 230	0	0

TABLE XXXII. *N.A.C.A. 23018 airfoil.*

23018	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	818	1058	1384	1602	1776	1972	2072	2112
	y_l	0	− 366	− 542	− 760	− 920	− 1044	− 1236	− 1372	− 1454
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	2110	2008	1810	1550	1236	880	478	264	—
	y_l	− 1494	− 1474	− 1362	− 1188	− 964	− 696	− 388	− 218	0

$A_0 = -463$, $2A_{-1} = 1564$, $2B_{-1} = -236$, $\delta = 0.0402$; $\varepsilon = 27$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	q_c	q_s
0	10000	0	0	426	− 1102	− 236	0	0
1	9841	75	− 2021	551	− 1155	− 445	0.8649	0.0504
2	9373	181	− 3887	847	− 1236	− 538	0.9011	0.1239
3	8634	343	− 5466	1178	− 1314	− 426	0.9436	0.2063
4	7670	547	− 6781	1413	− 1362	− 174	0.9879	0.2988
5	6516	782	− 7856	1554	− 1365	154	1.0297	0.4021
6	5212	1029	− 8729	1557	− 1313	488	1.0661	0.5161
7	3785	1269	− 9404	1530	− 1213	793	1.0950	0.6407
8	2273	1507	− 9785	1465	− 1062	1141	1.1281	0.7850
9	725	1723	− 9899	1259	− 854	1486	1.1646	0.9543
10	− 825	1899	− 9793	995	− 598	1771	1.1988	1.1509
11	− 2339	2032	− 9440	661	− 300	2019	1.2359	1.3887
12	− 3780	2103	− 8886	249	32	2185	1.2720	1.6776
13	− 5121	2109	− 8159	− 181	382	2252	1.3046	2.0345
14	− 6333	2045	− 7223	− 621	736	2271	1.3421	2.5063
15	− 7384	1910	− 6165	− 1160	1089	2179	1.3677	3.1204
16	− 8269	1682	− 5109	− 1670	1411	1879	1.3440	3.8663
17	− 8986	1392	− 3973	− 2021	1674	1487	1.2779	4.8878
18	− 9516	1050	− 2831	− 2358	1873	967	1.0950	6.1048
19	− 9872	664	− 1618	− 2389	1976	424	0.7895	7.9541
20	−10020	302	− 316	− 2429	2007	− 80	0.1926	9.4438
21	− 9971	− 89	940	− 2250	1951	− 636	− 0.5496	9.4411
22	− 9716	− 396	2404	− 1854	1818	− 945	− 1.0256	7.4567
23	− 9214	− 679	3923	− 1681	1660	− 1117	− 1.1255	5.1486
24	− 8491	− 923	5284	− 1451	1466	− 1323	− 1.1627	3.8433
25	− 7563	− 1136	6470	− 1269	1244	− 1540	− 1.1791	3.0194
26	− 6469	− 1317	7427	− 978	982	− 1790	− 1.1989	2.4767
27	− 5237	− 1438	8261	− 572	686	− 1936	− 1.2029	2.0560
28	− 3882	− 1496	8954	− 166	379	− 1972	− 1.1937	1.7155
29	− 2432	− 1490	9496	251	73	− 1889	− 1.1737	1.4323
30	− 908	− 1421	9871	583	− 209	− 1694	− 1.1457	1.1934
31	656	− 1311	9993	828	− 457	− 1466	− 1.1192	0.9961
32	2218	− 1164	9854	1017	− 668	− 1218	− 1.0938	0.8293
33	3739	− 995	9461	1137	− 839	− 951	− 1.0678	0.6847
34	5178	− 810	8822	1197	− 966	− 673	− 1.0400	0.5569
35	6497	− 623	7933	1175	− 1051	− 411	− 1.0110	0.4431
36	7658	− 444	6817	1103	− 1097	− 171	− 0.9777	0.3399
37	8628	− 281	5499	940	− 1106	+ 38	− 0.9366	0.2451
38	9371	− 153	3907	672	− 1091	+ 109	− 0.8985	0.1612
39	9841	− 67	2025	461	− 1081	− 18	− 0.8699	0.0864
40	10000	0	0	426	− 1102	− 236	0	0

TABLE XXXIII. *N.A.C.A. 23021 airfoil.*

23021	x	− 10000	− 9750	− 9500	− 9000	− 8500	− 8000	− 7000	− 6000	− 5000
	y_u	—	974	1228	1586	1826	2006	2238	2360	2410
	y_l	0	− 416	− 628	− 904	− 1110	− 1264	− 1502	− 1660	− 1752
	x	− 4000	− 2000	0	2000	4000	6000	8000	9000	10000
	y_u	2412	2298	2080	1780	1418	1010	552	306	—
	y_l	− 1790	− 1766	− 1628	− 1414	− 1144	− 826	− 460	− 260	0

$A_0 = -525$, $2A_{-1} = 1825$, $2B_{-1} = 246$, $\delta = 0.0329$; $\epsilon = 37$.

θ	x	y	x'	y'	y^*	$y^{*\prime}$	q_c	q_s
0	10000	0	0	500	− 1300	− 246	0	0
1	9833	88	− 2115	653	− 1360	− 508	0.8371	0.0484
2	9346	215	− 4021	1028	− 1451	− 601	0.8833	0.1211
3	8587	411	− 5579	1394	− 1536	− 430	0.9382	0.2047
4	7607	647	− 6889	1617	− 1580	− 138	0.9889	0.2987
5	6434	915	− 7989	1770	− 1577	198	1.0306	0.4020
6	5110	1198	− 8842	1818	− 1515	579	1.0710	0.5179
7	3669	1482	− 9443	1792	− 1393	981	1.1102	0.6489
8	2157	1755	− 9787	1646	− 1207	1383	1.1503	0.7997
9	608	1994	− 9886	1420	− 961	1754	1.1901	0.9744
10	− 937	2196	− 9737	1092	− 658	2088	1.2320	1.1817
11	− 2440	2333	− 9380	681	− 309	2337	1.2721	1.4281
12	− 3873	2408	− 8819	232	72	2503	1.3113	1.7281
13	− 5201	2404	− 8064	− 267	473	2583	1.3501	2.1036
14	− 6398	2323	− 7148	− 796	878	2563	1.3845	2.5829
15	− 7441	2153	− 6132	− 1359	1271	2404	1.3982	3.1864
16	− 8321	1899	− 5055	− 1853	1626	2095	1.3738	3.9466
17	− 9025	1574	− 3915	− 2282	1923	1672	1.2872	4.9092
18	− 9549	1188	− 2758	− 2594	2145	1131	1.0920	6.0735
19	− 9889	768	− 1550	− 2722	2276	543	0.7469	7.4927
20	−10033	340	− 271	− 2725	2317	− 25	0.1798	8.6366
21	− 9972	− 80	1045	− 2578	2270	− 562	− 0.4891	8.4623
22	− 9701	− 464	2439	− 2311	2146	− 981	− 0.9447	6.8896
23	− 9204	− 806	3868	− 2072	1968	− 1281	− 1.1173	5.1211
24	− 8491	− 1114	5185	− 1802	1745	− 1566	− 1.1851	3.9235
25	− 7585	− 1375	6317	− 1512	1475	− 1871	− 1.2227	3.1347
26	− 6516	− 1586	7266	− 1159	1158	− 2155	− 1.2470	2.5787
27	− 5308	− 1729	8112	− 649	804	− 2312	− 1.2507	2.1396
28	− 3973	− 1791	8870	− 162	440	− 2300	− 1.2314	1.7712
29	− 2531	− 1783	9431	251	86	− 2210	− 1.2078	1.4752
30	− 1021	− 1713	9777	662	− 250	− 2048	− 1.1816	1.2318
31	530	− 1578	9949	1009	− 552	− 1769	− 1.1472	1.0218
32	2092	− 1402	9884	1225	− 803	− 1438	− 1.1120	0.8438
33	3621	− 1197	9532	1359	− 1003	− 1115	− 1.0802	0.6933
34	5073	− 979	8908	1416	− 1154	− 803	− 1.0493	0.5624
35	6407	− 754	8053	1423	− 1255	− 482	− 1.0136	0.4448
36	7590	− 538	6954	1311	− 1307	− 196	− 0.9756	0.3396
37	8579	− 346	5622	1133	− 1320	+ 35	− 0.9313	0.2442
38	9343	− 186	4042	844	− 1302	+ 154	− 0.8820	0.1586
39	9833	− 80	2124	560	− 1283	+ 31	− 0.8407	0.0838
40	10000	0	0	500	− 1300	− 246	0	0

TABLE XXXIV. A_0, A_{-1}, B_{-1} and δ as Functions of the Shape Variables of the N.A.C.A. Airfoils.

SYMMETRICAL GROUP

Thickness Series

(Variable 3rd & 4th Digits: 00□□)

$B_{-1}=0$, $\delta=0$.

Type	$-A_0$	A_{-1}
0003	85	179
0006	168	258
0009	251	384
0012	319	517
0015	390	642
0018	454	778
0021	513	906
0025	596	1080

ASYMMETRICAL GROUP

4-DIGIT FAMILY

Camber Series

(Variable 1st Digit: □412)

Type	$-A_0$	A_{-1}	$-B_{-1}$	δ
0012	319	517	0	0
2412	324	517	199	0.0672
4412	351	517	402	0.1488
6412	375	521	598	0.2122

Camber Position Series

(Variable 2nd Digit: 2□12)

Type	$-A_0$	A_{-1}	$-B_{-1}$	δ
2212	322	518	176	0.0770
2312	320	518	187	0.0741
2412	317	517	199	0.0672
2512	314	515	220	0.0718
2612	312	514	243	0.0795

Thickness Series

(Variable 3rd & 4th Digits: 24□□)

Type	$-A_0$	A_{-1}	$-B_{-1}$	δ
2400	1	1	182	0.0812
2406	166	258	193	0.0800
2409	239	386	196	0.0752
2412	317	517	199	0.0672
2415	386	646	205	0.0770
2418	451	775	215	0.0776
2421	515	907	219	0.0696

5-DIGIT FAMILY

Camber Series

(Variable 1st Digit: □3012)

Type	Actual Shape	$-A_0$	A_{-1}	$-B_{-1}$	δ
0012	0012	319	517	0	0
23012	(1.8)3012	324	522	113	0.0640
43012	(3.7)3012	351	537	216	0.1269
63012	(5.5)3012	404	565	329	0.1770

Camber Position Series

(Variable 2nd & 3rd Digits: 2□□12 Actually 1st Digit, too)

Type	Actual Shape	$-A_0$	A_{-1}	$-B_{-1}$	δ
21012	(1.1)1012	327	522	65	0.0288
22012	(1.5)2012	328	522	90	0.0596
23012	(1.8)3012	324	522	113	0.0640
24012	(2.1)4012	323	521	132	0.0697
25012	(2.3)5012	318	520	150	0.0780

Thickness Series

(Variable 4th & 5th Digits: 230□□)

Type	Actual Shape	$-A_0$	A_{-1}	$-B_{-1}$	δ
23000	(1.8)3000	10	6	93	0.0924
23006	(1.8)3006	177	263	103	0.0813
23009	(1.8)3009	253	393	107	0.0746
23012	(1.8)3012	324	522	113	0.0640
23015	(1.8)3015	395	651	115	0.0514
23018	(1.8)3018	463	782	118	0.0402
23021	(1.8)3021	525	912	123	0.0329

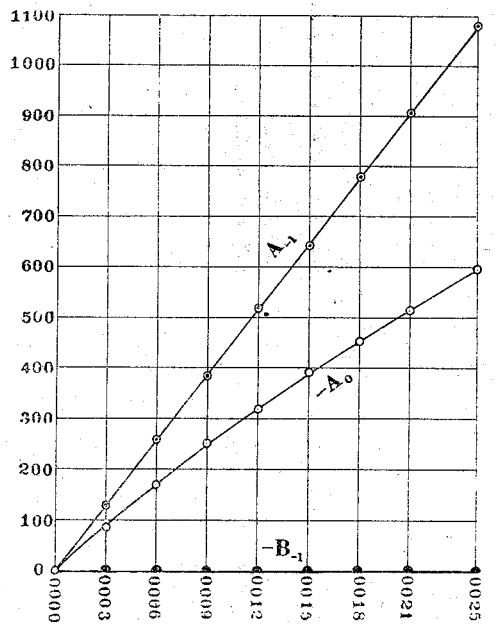

Fig. 2. *A_0, A_{-1} and B_{-1} as functions of the thickness variable, thickness series, symmetrical airfoil group.*

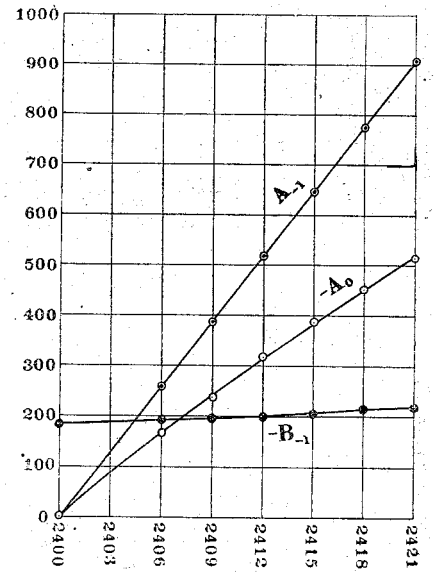

Fig. 3. *A_0, A_{-1} and B_{-1} as functions of the thickness variable, thickness series, 4-digit airfoil family.*

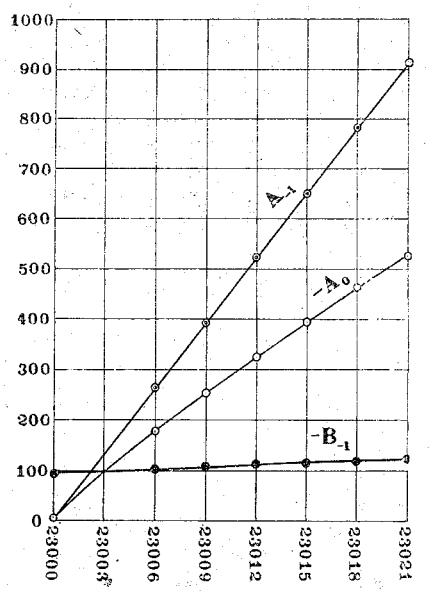

Fig. 4. *A_0, A_{-1} and B_{-1} as functions of the thickness variable, thickness series, 5-digit airfoil family.*

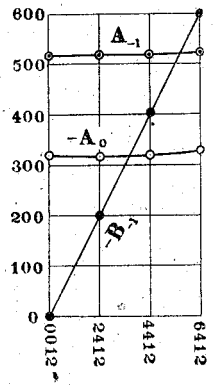

Fig. 5. *A_0, A_{-1} and B_{-1} as functions of the camber variable, camber series, 4-digit airfoil family.*

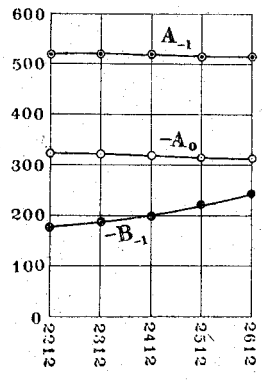

Fig. 6. *A_0, A_{-1} and B_{-1} as functions of the camber position variable, camber position series, 4-digit airfoil family.*

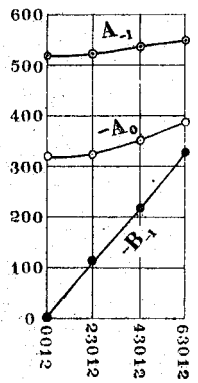

Fig. 7. *A_0, A_{-1} and B_{-1} as functions of the camber variable, camber series, 5-digit airfoil family.*

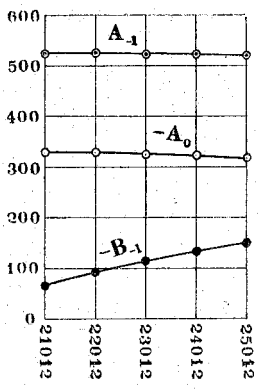

Fig. 8. *A_0, A_{-1} and B_{-1} as functions of the camber position variable, camber position series, 5-digit airfoil family.*