

# **ANALIZA OBCIĄŻEŃ SKRZYDŁA SAMOLOTU AT5**

## **PRZYPADKI AERODYNAMICZNYCH OBCIĄŻEŃ NIESYMETRYCZNYCH**

**AT5 - 12 -02**

**Opracował:**

**mgr inż. Tomasz Łącki**

**Akceptował:**

**mgr inż. Tomasz Antoniewski**

**Sprawdził:**

**dr inż. Lech Jarzębiński**

**ANALIZA OBCIĄŻEŃ SKRZYDŁA SAMOLOTU AT5  
PRZYPADKI AERODYNAMICZNYCH OBCIĄŻEŃ  
NIESYMETRYCZNYCH**

**WYDANIE II grudzień 2014**

## Spis Treści

<b>1 Wstęp</b>	<b>3</b>
<b>1.1 Literatura</b>	<b>4</b>
<b>2 Dane Ogólne</b>	<b>5</b>
<b>2.1 Przykładowe dane szczegółowe dla punktu A obwiedni obciążeń</b>	<b>5</b>
<b>3 Obciążenia skrzydła od wychylonych lotek</b>	<b>12</b>
<b>3.1 Obciążenia aerodynamiczne:</b>	<b>12</b>
<b>3.1.1 Punkt A krzywej wyrwania <math>V = V_A = 194.33</math> km/h;             <math>n = 2.5333</math>; <math>p_A = 0</math>, <math>\varepsilon_A &gt; 0</math>;</b>	<b>14</b>
<b>3.1.2 Punkt A krzywej wyrwania <math>V = V_A = 194.33</math>             km/h;             <math>n = 2.5333</math>; <math>p_A &gt; 0</math>, <math>\varepsilon_A = 0</math>;</b>	<b>25</b>
<b>3.1.3 Punkt C krzywej wyrwania <math>V = V_C = 243</math> km/h;             <math>n = 2.5333</math>; <math>p_C = 0</math>, <math>\varepsilon_C &gt; 0</math>;</b>	<b>36</b>
<b>3.1.4 Punkt C krzywej wyrwania <math>V = V_C = 243</math> km/h;             <math>n = 2.5333</math>; <math>p_C &gt; 0</math>, <math>\varepsilon_C = 0</math>;</b>	<b>47</b>
<b>3.1.5 Punkt D krzywej wyrwania <math>V = V_D = 331.79</math> km/h;             <math>n = 2.5333</math>; <math>p_D = 0</math>, <math>\varepsilon_D &gt; 0</math>;</b>	<b>58</b>
<b>3.1.6 Punkt D krzywej wyrwania <math>V = V_D = 331.79</math> km/h;             <math>n = 2.5333</math>; <math>p_D &gt; 0</math>, <math>\varepsilon_D = 0</math>;</b>	<b>69</b>
<b>3.2 Porównanie obciążeń dla przypadków A, C i D</b>	<b>80</b>

## 1 Wstęp

Geometria skrzydła samolotu AT5 ma obrys trapezowy. Do analizy opływu skrzydła zastosowano metodę iteracyjną opartą na teorii linii wirowej z uwzględnieniem nieliniowości charakterystyk profilowych  $C_z$  w funkcji kąta natarcia. [1,2,3,4,5,6,7,8,9]. Zjawisko interakcji pomiędzy kadłubem i skrzydłem zostało uwzględnione poprzez zastosowanie metody odwzorowań konforemnych do przekształcenia przekroju poprzecznego kadłuba na odcinek linii prostej, który automatycznie staje się linią prądu spełniającą warunki brzegowe na połączeniu skrzydło kadłub [1,2,3,5,6,7,8,9]

Do obliczeń użyto następujący zestaw danych:

- \* parametry geometryczne układu skrzydło-kadłub opisujące badaną konfigurację poprzez podanie: - wydłużenia, grubości względnej na początku i końcu skrzydła, zbieżności skrzydła, zwichrzenia geometrycznego skrzydła, kąta zaklinowania skrzydła względem kadłuba, szerokość względną kadłuba, wysokość względną kadłuba, położenie skrzydła względem osi kadłuba itp.
- \* parametry opisujące przepływ powietrza: - liczby  $M$  i  $Re$ .
- \* charakterystyki aerodynamiczne  $C_z(\alpha)$ ,  $C_x(C_z)$ ,  $C_m(C_z)$  opisujące profil skrzydła na początku, w obszarze lotek i na końcu rozpiętości.

W obliczeniach skrzydła samolotu AT5 zostały zastosowane charakterystyki profilu B3C (geometria dostarczona przez konstruktora) wyznaczone w programie Profil.

Rozkład współczynników aerodynamicznych wzdłuż rozpiętości wyliczono programem „MULNS” [1] przystosowanym do analizy skrzydła z wychylonymi lotkami w oparciu o metodę linii wirowej.

Obliczenia szczegółowe wykonano dla ciężaru  $Q=780$  kG i następujących przypadków:

1. punkt A obwiedni obciążeń;  $V_A = 194.33$  km/h,  $n=2.533$ ;  $p = 0$ ,  $\varepsilon > 0$ ;
2. punkt A obwiedni obciążeń;  $V_A = 194.33$  km/h,  $n=2.533$ ;  $p > 0$ ,  $\varepsilon = 0$ ;
3. punkt C obwiedni obciążeń;  $V_C = 243$  km/h,  $n=2.533$ ;  $p = 0$ ,  $\varepsilon > 0$ ;
4. punkt C obwiedni obciążeń;  $V_C = 243$  km/h,  $n=2.533$ ;  $p > 0$ ,  $\varepsilon = 0$ ;
5. punkt D obwiedni obciążeń;  $V_D = 331.79$  km/h,  $n=2.533$ ;  $p = 0$ ,  $\varepsilon > 0$ ;
6. punkt D obwiedni obciążeń;  $V_D = 331.79$  km/h,  $n=2.533$ ;  $p > 0$ ,  $\varepsilon = 0$ ;

## 1.1 Literatura:

1. Jarzębiński, L., Kowalski, J., Szeffler, M., Aerodynamika – Metodyka Wyznaczania Siły Nośnej i Oporów dla Samolotów Lekkich. Opracowanie Wewnętrzne PZL- Warszawa - Okęcie 1988 r.
2. Jarzębiński, L., Kowalski, J., Mamona, A., Szeffler, M., Aerodynamika – System Programów do Komputerowego Wspomagania Projektowania i Wytwarzania Samolotów. Opracowanie Wewnętrzne PZL- Warszawa -Okęcie 1988 r.
3. MacVeigh, M. A., and Kisielowski, E., A Design Summary of Stall Characteristics od Stright Wing Aircraft. NASA CR-1646, 1971.
4. McCormick, B. W., Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics. John Wiley&Sons,Inc. 1979
5. Multhopp, H., Zur Aerodynamik des Flugzeugrumpfes. Luftfahrtforschung Band XVIII 1941.
6. Multhopp, H., Aerodynamics of the Fuselage. NACA TN 1036, 1942.
7. Sivells, J. C., and Neely R. H., Method for Calculating Wing Characteristics by Lifting-Line Theory Using Nonlinear Section Lift Data. NACA Rep. 865, 1947.
8. Sivells, J. C., and Westrick, G. C., Method for Calculating Lift Distributions for Unswept Wings with Flaps or Ailerons by use of Nonlinear Section Lift Data. NACA Rep. 1090.
9. Smetana, F. O., Summey, D. C., Smith, N. S., and Carden R. L., Light Aircraft Lift, Drag and Moment Prediction a Review and Analysis. NASA CR-2523, 1975.
10. Abbott, I. H., von Doenhoff, A. E., and Stivers, L. S., Jr. NACA Report No. 824, 1945
11. EASA CS-VLA.
12. Luis R. Miranda, Robert D. Elliott, and William M. Baker; A Generalized Vortex Lattice Method for Subsonic and Supersonic Flow Applications; NASA Contractor Report 2865.

## 2 Dane Ogólne

### Dane do programu MULNS (Multhopp niesymetryczny)

Powierzchnia nośna		10.17 m <sup>2</sup>
Wydłużenie (w modelu do obliczeń)		7.965
Rozpiętość (w modelu do obliczeń)		9 m
Cięciwa w płaszczyźnie symetrii samolotu (teoretyczna)		1.41 m
Cięciwa na końcówce (przyjęta w modelu do analizy obciążeń)		0.85 m
Grubość względna u nasady skrzydła		.15
Grubość względna na końcówce		.125
Krzywizna szkieletowej u nasady skrzydła		0.02
Krzywizna szkieletowej na końcówce		0.02
Zwichrzenie geometryczne		-2.7
Średnia cięciwa aerodynamiczna		1.153 m
Lepkość kinematyczna		14.55×10 <sup>-6</sup> m <sup>2</sup> /sek
Bezwymiarowe pólisie elipsy kadłuba:	A=2A'/b	0.1308
	B=2B'/b	0.1000
	H=2h/b	-0.0498
Zbieżność (w modelu do obliczeń)		0.603
Kąt zaklinowania		0.3°
Gęstość powietrza		0.125 ksek <sup>2</sup> /m
Profil u nasady skrzydła		B1D
Profil na końcówce skrzydła		B3C
Profil w obszarze lotek		B3C

### 2.1 Przykładowe dane szczegółowe dla punktu A obwiedni obciążeń

7.965	.125	.125	0.603	-2.7	100.	.02	.02
20.	.010	0.3	.1308	.1000	-.0498	.0	.0
4.27	.145	.663	0.98	0.	-30.	20.	MULNS

```

5AT5 Va=194.33 km/h n=2.53 L=(-30; 20) E>0
1
6 .125 PROFIL B3C CL(ALPHA); DELTA LOTKI = 0
21 5 0.
4.0 5.34 6.67 8.0
-90. 0.0 0.0 0.0 0.0
-16. -1.4894 -1.4976 -1.5007 -1.5032
-14. -1.2829 -1.2885 -1.2887 -1.2881
-12. -1.0610 -1.0660 -1.0678 -1.0693
-10. -0.8370 -0.8395 -0.8404 -0.8412
-8. -0.6073 -0.6083 -0.6087 -0.6091
-6. -0.3750 -0.3750 -0.3751 -0.3753
-4. -0.1410 -0.1403 -0.1400 -0.1398
-2. 0.0944 0.0938 0.0926 0.0922
2. 0.5522 0.5546 0.5554 0.5561
4. 0.7805 0.7841 0.7856 0.7866
6. 1.0017 1.0093 1.0120 1.0141
8. 1.2212 1.2317 1.2354 1.2383
10. 1.4356 1.4503 1.4553 1.4592
12. 1.6315 1.6600 1.6738 1.6783

```

14.	1.8136	1.8462	1.8627	1.8721
16.	2.0227	2.0342	2.0336	2.0468
90.	10.	10.	10.	10.
	2.0227	2.0342	2.0336	2.0468
	16.	16.	16.	16.
21 5	-30.	PROFIL B3C ; DELTA LOTKI= -30. DEG ; CL(RE,ALFA)		
	4.0	5.34	6.67	8.0
-90.	0.00	0.00	0.00	0.00
-16.	-2.4518	-2.4749	-2.4914	-2.5041
-14.	-2.3428	-2.3584	-2.3697	-2.3786
-12.	-2.1877	-2.1995	-2.2080	-2.2144
-10.	-2.0045	-2.0153	-2.0231	-2.0258
-8.	-1.8056	-1.8340	-1.8475	-1.8585
-6.	-1.6350	-1.6478	-1.6667	-1.6720
-4.	-1.4314	-1.4401	-1.4463	-1.4510
-2.	-1.2162	-1.2229	-1.2276	-1.2310
2.	-0.7664	-0.7701	-0.7726	-0.7747
4.	-0.5366	-0.5389	-0.5407	-0.5421
6.	-0.3124	-0.3133	-0.3063	-0.3070
8.	-0.0811	-0.0828	-0.0840	-0.0851
10.	0.1608	0.1581	0.1566	0.1554
12.	0.4009	0.3997	0.3967	0.3954
14.	0.6374	0.6370	0.6368	0.6359
16.	0.8720	0.8716	0.8719	0.8725
90.0	10.0	10.00	10.00	10.0
	0.8720	0.8716	0.8719	0.8725
	16.	16.	16.	16.0
21 5	-20.	PROFIL B3C ; DELTA LOTKI= -20. DEG ; CL(RE,ALFA)		
	4.0	5.34	6.67	8.0
-90.	0.00	0.00	0.00	0.00
-16.	-2.2926	-2.4134	-2.4958	-2.4663
-14.	-2.7040	-2.7461	-2.7745	-2.7961
-12.	-2.7003	-2.7240	-2.7410	-2.7540
-10.	-2.5889	-2.6040	-2.6150	-2.6237
-8.	-2.4285	-2.4409	-2.4502	-2.4577
-6.	-2.2513	-2.2582	-2.2627	-2.2656
-4.	-2.0530	-2.0577	-2.0635	-2.0688
-2.	-1.8504	-1.8566	-1.8621	-1.8662
2.	-1.4323	-1.4397	-1.4530	-1.4617
4.	-1.2151	-1.2324	-1.2415	-1.2468
6.	-0.9988	-1.0110	-1.0187	-1.0235
8.	-0.7791	-0.7854	-0.7902	-0.7939
10.	-0.5890	-0.5910	-0.5927	-0.5942
12.	-0.3422	-0.3440	-0.3452	-0.3467
14.	-0.0921	-0.0949	-0.0970	-0.1000
16.	0.1533	0.1508	0.1490	0.1475
90.0	10.0	10.00	10.00	10.0
	0.1533	0.1508	0.1490	0.1475
	16.0	16.0	16.	16.
21 5	-10.	PROFIL B3C ; DELTA LOTKI= -10. DEG ; CL(RE,ALFA)		
	4.00	5.34	6.67	8.0
-90.	0.00	0.00	0.00	0.00
-16.	-2.0024	-2.0129	-2.0206	-2.0266
-14.	-1.8146	-1.8224	-1.8282	-1.8328
-12.	-1.6257	-1.6317	-1.6361	-1.6396
-10.	-1.4304	-1.4402	-1.4464	-1.4624
-8.	-1.2261	-1.2314	-1.2352	-1.2381
-6.	-1.0070	-1.0107	-1.0133	-1.0154
-4.	-0.7820	-0.7846	-0.7865	-0.7881
-2.	-0.5534	-0.5553	-0.5567	-0.5577
2.	-0.0909	-0.0916	-0.0920	-0.0925
4.	0.1386	0.1384	0.1384	0.1386
6.	0.3721	0.3719	0.3719	0.3718
8.	0.6019	0.6026	0.6030	0.6047
10.	0.8312	0.8326	0.8335	0.8342
12.	1.0582	1.0605	1.0621	1.0634
14.	1.2801	1.2835	1.2895	1.2913
16.	1.4897	1.4971	1.5024	1.5063

90.0	10.0	10.00	10.00	10.0
	1.4897	1.4971	1.5024	1.5063
	16.	16.	16.	16.
21 5	10.	PROFIL B3C ; DELTA LOTKI= +10. DEG ; CL(RE,ALFA)		
	4.00	5.34	6.67	8.0
-90.	0.00	0.00	0.00	0.00
-16.	-0.9167	-0.9158	-0.9152	-0.9147
-14.	-0.6794	-0.6775	-0.6763	-0.6747
-12.	-0.4377	-0.4345	-0.4323	-0.4307
-10.	-0.1948	-0.1922	-0.1889	-0.1877
-8.	0.0470	0.0494	0.0512	0.0525
-6.	0.2877	0.2900	0.2918	0.2939
-4.	0.5301	0.5308	0.5287	0.5276
-2.	0.7398	0.7405	0.7415	0.7428
2.	1.1870	1.1926	1.1967	1.2001
4.	1.3981	1.4074	1.4140	1.4219
6.	1.6081	1.6205	1.6290	1.6355
8.	1.8081	1.8248	1.8366	1.8495
10.	1.9882	2.0262	2.0406	2.0516
12.	2.1688	2.1762	2.1969	2.2161
14.	2.3577	2.3653	2.3686	2.3717
16.	2.5507	2.5647	2.5756	2.5772
90.0	10.0	10.00	10.00	10.0
	2.3577	2.3653	2.5756	2.5772
	16.	16.	16.	16.
21 5	20.	PROFIL B3C ; DELTA LOTKI= +20. DEG ; CL(RE,ALFA)		
	4.00	5.34	6.67	8.0
-90.	0.00	0.00	0.00	0.00
-16.	-0.2310	-0.2286	-0.2267	-0.2251
-14.	0.0141	0.0172	0.0194	0.0212
-12.	0.2606	0.2639	0.2662	0.2698
-10.	0.5061	0.5096	0.5121	0.5141
-8.	0.7510	0.7547	0.7574	0.7595
-6.	1.0000	1.0027	1.0045	1.0066
-4.	1.1477	1.1461	1.1597	1.1676
-2.	1.3641	1.3664	1.3701	1.3858
2.	1.7794	1.7859	1.7909	1.7959
4.	1.9846	1.9915	1.9968	2.0064
6.	2.1841	2.2018	2.2064	2.2110
8.	2.3754	2.3819	2.3881	2.3929
10.	2.5583	2.5979	2.5730	2.5776
12.	2.7336	2.7451	2.7720	2.7738
14.	2.8613	2.8783	2.8903	2.9074
16.	2.9050	2.9340	2.9547	2.9709
90.0	10.0	10.00	10.00	10.0
	2.9050	2.9340	2.9547	2.9709
	16.	16.	16.	16.
1				
6	.125	PROFIL B3C CD(Re,CL); DELTA LOTKI = 0		
23 5	0.			
	4.00	5.34	6.67	8.0
-10.0	0.0314	0.0280	0.0268	0.0258
-1.5	0.0314	0.0280	0.0268	0.0258
-1.2	0.0197	0.0169	0.0156	0.0148
-1.0	0.0143	0.0125	0.0119	0.0115
-0.8	0.0119	0.0105	0.0101	0.0097
-0.6	0.0010	0.0088	0.0084	0.0081
-0.4	0.0084	0.0073	0.0070	0.0067
-0.2	0.0074	0.0065	0.0062	0.0059
0.0	0.0066	0.0061	0.0060	0.0058
0.2	0.0063	0.0058	0.0061	0.0060
0.4	0.0068	0.0061	0.0064	0.0061
0.6	0.0076	0.0069	0.0069	0.0068
0.8	0.0088	0.0081	0.0078	0.0078
1.0	0.0106	0.0095	0.0091	0.0088
1.2	0.0126	0.0113	0.0108	0.0104
1.4	0.0148	0.0131	0.0125	0.0121
1.6	0.0172	0.0154	0.0142	0.0137



1.8	0.0226	0.0193	0.0178	0.0171
2.0	0.0291	0.0247	0.0241	0.0228
10.0	0.0291	0.0247	0.0241	0.0228
	0.0291	0.0247	0.0241	0.0228
	2.0	2.0	2.0	2.0
24 5	-30. PROFIL B3C CD(Re,CL); DELTA LOTKI = -30.			
	4.00	5.34	6.67	8.0
-10.0	0.0589	0.0540	0.0503	0.0480
-2.4	0.0589	0.0540	0.0503	0.0480
-2.2	0.0418	0.0390	0.0370	0.0354
-2.0	0.0311	0.0285	0.0253	0.0239
-1.8	0.0219	0.0195	0.0182	0.0172
-1.6	0.0161	0.0151	0.0134	0.0129
-1.4	0.0134	0.0125	0.0122	0.0117
-1.2	0.0112	0.0106	0.0099	0.0095
-1.0	0.0093	0.0089	0.0081	0.0077
-0.8	0.0083	0.0077	0.0075	0.0072
-0.6	0.0073	0.0069	0.0067	0.0066
-0.4	0.0057	0.0055	0.0058	0.0057
-0.2	0.0044	0.0041	0.0045	0.0043
0.0	0.0044	0.0041	0.0040	0.0038
0.2	0.0055	0.0052	0.0050	0.0048
0.4	0.0067	0.0062	0.0059	0.0057
0.6	0.0083	0.0080	0.0071	0.0068
0.8	0.0104	0.0098	0.0091	0.0088
1.0	0.0104	0.0098	0.0091	0.0088
1.2	0.0104	0.0098	0.0091	0.0088
10.0	0.0104	0.0098	0.0091	0.0088
	0.0104	0.0098	0.0091	0.0088
	0.8	0.8	0.8	0.8
22 5	-20. PROFIL B3C CD(Re,CL); DELTA LOTKI = -20.			
	4.00	5.34	6.67	8.0
-10.0	0.0623	0.0563	0.0526	0.0501
-2.7	0.0623	0.0563	0.0526	0.0501
-2.5	0.0429	0.0403	0.0383	0.0367
-2.3	0.0306	0.0285	0.0271	0.0263
-2.1	0.0236	0.0225	0.0216	0.0210
-1.9	0.0198	0.0189	0.0181	0.0174
-1.7	0.0157	0.0153	0.0145	0.0139
-1.5	0.0132	0.0127	0.0118	0.0112
-1.3	0.0114	0.0104	0.0098	0.0093
-1.1	0.0095	0.0085	0.0081	0.0076
-0.9	0.0077	0.0071	0.0067	0.0063
-0.7	0.0058	0.0055	0.0052	0.0049
-0.5	0.0038	0.0033	0.0032	0.0029
-0.3	0.0028	0.0024	0.0023	0.0021
-0.1	0.0039	0.0036	0.0032	0.0030
0.1	0.0054	0.0049	0.0044	0.0042
0.6	0.0054	0.0049	0.0044	0.0042
1.1	0.0054	0.0049	0.0044	0.0042
10.0	0.0054	0.0049	0.0044	0.0042
	0.0054	0.0049	0.0044	0.0042
	0.1	0.1	0.1	0.1
23 5	-10. PROFIL B3C ; CD(Re,CL); DELTA LOTKI = -10.			
	4.00	5.34	6.67	8.0
-10.0	0.0438	0.0410	0.0390	0.0372
-2.0	0.0438	0.0410	0.0390	0.0372
-1.7	0.0306	0.0288	0.0275	0.0268
-1.5	0.0201	0.0185	0.0174	0.0154
-1.3	0.0147	0.0137	0.0130	0.0121
-1.1	0.0123	0.0116	0.0110	0.0107
-0.9	0.0102	0.0096	0.0092	0.0089
-0.7	0.0088	0.0083	0.0080	0.0077
-0.5	0.0079	0.0075	0.0072	0.0069
-0.3	0.0071	0.0070	0.0069	0.0065
-0.1	0.0065	0.0064	0.0064	0.0062
0.1	0.0061	0.0058	0.0059	0.0058
0.3	0.0066	0.0064	0.0062	0.0060

0.5	0.0072	0.0070	0.0066	0.0066
0.7	0.0083	0.0079	0.0075	0.0075
0.9	0.0103	0.0097	0.0093	0.0090
1.1	0.0119	0.0112	0.0107	0.0103
1.3	0.0144	0.0135	0.0124	0.0119
1.5	0.0185	0.0171	0.0161	0.0154
10.0	0.0185	0.0171	0.0161	0.0154
	0.0185	0.0171	0.0161	0.0154
	1.5	1.5	1.5	1.5
23 5	10. PROFIL B3C ; CD(Re,CL); DELTA LOTKI = +10.			
	4.00	5.34	6.67	8.0
-10.0	0.0173	0.0155	0.0144	0.0135
-0.9	0.0173	0.0155	0.0144	0.0135
-0.7	0.0126	0.0115	0.0108	0.0102
-0.5	0.0094	0.0088	0.0083	0.0080
-0.3	0.0075	0.0070	0.0067	0.0065
-0.1	0.0062	0.0058	0.0055	0.0053
0.1	0.0053	0.0050	0.0048	0.0046
0.3	0.0050	0.0047	0.0045	0.0043
0.5	0.0055	0.0053	0.0053	0.0050
0.7	0.0066	0.0065	0.0065	0.0062
0.9	0.0079	0.0077	0.0076	0.0074
1.1	0.0093	0.0090	0.0088	0.0085
1.3	0.0111	0.0105	0.0101	0.0097
1.5	0.0134	0.0125	0.0119	0.0114
1.7	0.0160	0.0149	0.0141	0.0135
1.9	0.0197	0.0177	0.0167	0.0158
2.1	0.0252	0.0228	0.0212	0.0198
2.3	0.0320	0.0300	0.0284	0.0272
2.5	0.0390	0.0363	0.0338	0.0332
10.0	0.0390	0.0363	0.0338	0.0332
	0.0390	0.0363	0.0338	0.0332
	2.5	2.5	2.5	2.5
23 5	20. PROFIL B3C ; CD(Re,CL); DELTA LOTKI = +20.			
	4.00	5.34	6.67	8.0
-10.0	0.0123	0.0113	0.0110	0.0098
-0.8	0.0123	0.0113	0.0110	0.0098
-0.5	0.0123	0.0113	0.0110	0.0098
-0.2	0.0123	0.0113	0.0110	0.0098
0.0	0.0091	0.0113	0.0079	0.0074
0.2	0.0068	0.0107	0.0056	0.0055
0.4	0.0057	0.0093	0.0050	0.0048
0.6	0.0047	0.0079	0.0039	0.0036
0.8	0.0041	0.0065	0.0035	0.0033
1.0	0.0055	0.0055	0.0052	0.0051
1.2	0.0090	0.0051	0.0084	0.0081
1.4	0.0122	0.0057	0.0115	0.0109
1.6	0.0140	0.0075	0.0135	0.0128
1.8	0.0171	0.0109	0.0157	0.0152
2.0	0.0196	0.0160	0.0182	0.0175
2.2	0.0234	0.0234	0.0206	0.0201
2.4	0.0283	0.0329	0.0264	0.0257
2.6	0.0357	0.0454	0.0316	0.0310
2.9	0.0722	0.0698	0.0523	0.0456
10.0	0.0722	0.0698	0.0523	0.0456
	0.0722	0.0698	0.0523	0.0456
	2.9	2.9	2.9	2.9
1				
6	.125	PROFIL B3C		CM(Re,CL); DELTA LOTKI = 0
21 5	0.			
	4.00	5.34	6.67	8.0
-10.0	-0.0438	-0.0453	-0.0470	-0.0488
-1.4	-0.0438	-0.0453	-0.0470	-0.0488
-1.2	-0.0519	-0.0540	-0.0552	-0.0561
-1.0	-0.0581	-0.0598	-0.0602	-0.0605
-0.8	-0.0608	-0.0619	-0.0622	-0.0625
-0.6	-0.0636	-0.0645	-0.0648	-0.0651
-0.4	-0.0663	-0.0671	-0.0673	-0.0677

-0.2	-0.0689	-0.0696	-0.0698	-0.0700
0.0	-0.0716	-0.0721	-0.0724	-0.0725
0.2	-0.0745	-0.0752	-0.0754	-0.0755
0.4	-0.0786	-0.0788	-0.0799	-0.0799
0.6	-0.0818	-0.0820	-0.0820	-0.0820
0.8	-0.0841	-0.0844	-0.0845	-0.0846
1.0	-0.0863	-0.0867	-0.0868	-0.0869
1.2	-0.0882	-0.0888	-0.0890	-0.0891
1.4	-0.0897	-0.0904	-0.0907	-0.0910
1.6	-0.0889	-0.0917	-0.0922	-0.0924
10.0	-0.0889	-0.0917	-0.0922	-0.0924
	-0.0889	-0.0917	-0.0922	-0.0924
	1.6	1.6	1.6	1.6
24 5	-30. PROFIL B3C ; DELTA LOTKI = -30. DEG CM(RE,CL)			
	4.00	5.34	6.67	8.0
-10.0	0.1230	0.1258	0.1274	0.1283
-2.4	0.1230	0.1258	0.1274	0.1283
-2.2	0.1330	0.1336	0.1341	0.1344
-2.0	0.1348	0.1346	0.1359	0.1368
-1.8	0.1376	0.1371	0.1392	0.1406
-1.6	0.1410	0.1430	0.1450	0.1454
-1.4	0.1439	0.1447	0.1452	0.1458
-1.2	0.1447	0.1457	0.1463	0.1465
-1.0	0.1440	0.1453	0.1460	0.1458
-0.8	0.1425	0.1428	0.1431	0.1432
-0.6	0.1397	0.1399	0.1401	0.1404
-0.4	0.1362	0.1364	0.1365	0.1367
-0.2	0.1325	0.1328	0.1329	0.1332
0.0	0.1279	0.1287	0.1292	0.1295
0.2	0.1221	0.1233	0.1240	0.1244
0.4	0.1161	0.1168	0.1185	0.1191
0.6	0.1101	0.1108	0.1118	0.1125
0.8	0.1036	0.1052	0.1048	0.1053
1.0	0.1036	0.1052	0.1048	0.1053
1.2	0.1036	0.1052	0.1048	0.1053
1.4	0.1036	0.1052	0.1048	0.1053
10.0	0.1036	0.1052	0.1048	0.1053
	0.1036	0.1052	0.1048	0.1053
	1.2	1.2	1.2	1.2
21 5	-20. PROFIL B3C ; DELTA LOTKI = -20. DEG CM(RE,CL)			
	4.00	5.34	6.67	8.0
-10.0	0.2378	0.2399	0.2413	0.2423
-2.6	0.2378	0.2399	0.2413	0.2423
-2.3	0.2460	0.2465	0.2465	0.2467
-2.1	0.2493	0.2493	0.2498	0.2505
-1.9	0.2526	0.2536	0.2543	0.2547
-1.7	0.2548	0.2555	0.2563	0.2567
-1.5	0.2560	0.2567	0.2587	0.2600
-1.3	0.2555	0.2578	0.2594	0.2602
-1.1	0.2546	0.2567	0.2578	0.2584
-0.9	0.2517	0.2528	0.2538	0.2543
-0.7	0.2494	0.2502	0.2507	0.2511
-0.5	0.2474	0.2476	0.2477	0.2478
-0.3	0.2393	0.2397	0.2401	0.2405
-0.1	0.2313	0.2322	0.2330	0.2341
0.1	0.2253	0.2261	0.2268	0.2277
0.5	0.2253	0.2261	0.2268	0.2277
0.9	0.2253	0.2261	0.2268	0.2277
10.0	0.2253	0.2261	0.2268	0.2277
	0.2253	0.2261	0.2268	0.2277
	0.9	0.9	0.9	0.9
22 5	-10. PROFIL B3C ; DELTA LOTKI = -10. DEG CM(RE,CL)			
	4.0	5.34	6.67	8.0
-10.0	0.0403	0.0400	0.0399	0.0397
-1.7	0.0403	0.0400	0.0399	0.0397
-1.5	0.0396	0.0392	0.0390	0.0388
-1.3	0.0389	0.0381	0.0377	0.0377
-1.1	0.0376	0.0374	0.0373	0.0374
-0.9	0.0364	0.0366	0.0368	0.0369

-0.7	0.0356	0.0356	0.0356	0.0357
-0.5	0.0338	0.0340	0.0340	0.0338
-0.3	0.0315	0.0315	0.0316	0.0314
-0.1	0.0283	0.0283	0.0283	0.0283
0.1	0.0245	0.0247	0.0248	0.0249
0.3	0.0212	0.0213	0.0215	0.0217
0.5	0.0179	0.0182	0.0184	0.0185
0.7	0.0141	0.0146	0.0149	0.0150
0.9	0.0102	0.0106	0.0110	0.0112
1.1	0.0064	0.0070	0.0074	0.0076
1.3	0.0021	0.0029	0.0039	0.0042
1.5	-0.0024	-0.0015	-0.0008	-0.0004
10.0	-0.0024	-0.0015	-0.0008	-0.0004
	-0.0024	-0.0015	-0.0008	-0.0004
	1.5	1.5	1.5	1.5
20 5	10. PROFIL B3C ; DELTA LOTKI = +10. DEG ; CM(RE,CL)			
	4.00	5.34	6.67	8.0
-10.0	-0.1412	-0.1427	-0.1442	-0.1452
-0.9	-0.1412	-0.1427	-0.1442	-0.1452
-0.7	-0.1489	-0.1504	-0.1517	-0.1529
-0.5	-0.1569	-0.1577	-0.1585	-0.1594
-0.3	-0.1622	-0.1635	-0.1652	-0.1658
-0.1	-0.1667	-0.1687	-0.1700	-0.1704
0.1	-0.1723	-0.1731	-0.1736	-0.1741
0.3	-0.1766	-0.1772	-0.1777	-0.1782
0.5	-0.1812	-0.1815	-0.1815	-0.1817
0.7	-0.1836	-0.1837	-0.1837	-0.1839
0.9	-0.1859	-0.1865	-0.1868	-0.1868
1.1	-0.1891	-0.1901	-0.1906	-0.1906
1.3	-0.1901	-0.1910	-0.1918	-0.1927
1.5	-0.1903	-0.1920	-0.1929	-0.1937
1.7	-0.1900	-0.1914	-0.1927	-0.1939
1.9	-0.1867	-0.1909	-0.1925	-0.1939
10.0	-0.1867	-0.1909	-0.1925	-0.1939
	-0.1867	-0.1909	-0.1925	-0.1939
	1.9	1.9	1.9	1.9
22 5	20. PROFIL B3C ; DELTA LOTKI = +20. DEG CM(RE,CL)			
	4.00	5.34	6.67	8.0
-10.0	-0.2584	-0.2594	-0.2603	-0.2609
-0.9	-0.2584	-0.2594	-0.2603	-0.2609
-0.5	-0.2584	-0.2594	-0.2603	-0.2609
-0.2	-0.2584	-0.2594	-0.2603	-0.2609
0.0	-0.2659	-0.2669	-0.2677	-0.2682
0.2	-0.2728	-0.2737	-0.2744	-0.2756
0.4	-0.2798	-0.2806	-0.2812	-0.2821
0.6	-0.2849	-0.2858	-0.2864	-0.2868
0.8	-0.2915	-0.2921	-0.2925	-0.2928
1.0	-0.2976	-0.2978	-0.2981	-0.2983
1.2	-0.2960	-0.2964	-0.2969	-0.2987
1.4	-0.2961	-0.2964	-0.2966	-0.2992
1.6	-0.2972	-0.2980	-0.2980	-0.2994
1.8	-0.2960	-0.2968	-0.2978	-0.2983
2.0	-0.2956	-0.2965	-0.2970	-0.2983
2.2	-0.2940	-0.2964	-0.2968	-0.2977
2.4	-0.2918	-0.2921	-0.2927	-0.2931
2.6	-0.2863	-0.2878	-0.2887	-0.2889
10.0	-0.2863	-0.2878	-0.2887	-0.2889
	-0.2918	-0.2921	-0.2927	-0.2931
	2.4	2.4	2.4	2.4
10.01	99.			
99.0				
0.0				
0.0				

### 3 Obciążenia skrzydła od wychylonych lotek

Założenia:

- Ciąg = 0
- Przyspieszenie kątowe względem osi Y  $\varepsilon_y = 0$

Siły działające na samolot dla zachowania równowagi podłużnej:

- Masa samolotu  $Q=780$  kg
- Siła wypadkowa przyłożona w SC samolotu  $P_z = n \times Q$
- Siła do równowagi na usterzeniu poziomym  $P_{zh0}$  wyznaczona z programu Tail dla przypadku równowagi przy  $n=2.533$ .
- Siła wypadkowa na skrzydłach normalna do osi x samolotu

$$P_{zN} = P_z - P_{zh0}$$

#### 3.1 Obciążenia aerodynamiczne

Aby uwzględnić w obliczeniach wpływ tłumienia aerodynamicznego na rozkład współczynników aerodynamicznych wzdłuż rozpiętości skrzydła, po ustaleniu się prędkości kątowej  $p$  wokół osi podłużnej samolotu, wprowadzono do programu w postaci danych bezwymiarowy parametr

$$pv = \frac{p \cdot b}{2 \cdot V}$$

gdzie:

$p$  - prędkość kątowa wokół osi podłużnej samolotu [ $1/s^2$ ];

$b$  - rozpiętość [m];

$V$  - prędkość lotu [m/s]

Dla spełnienia wymagań CS-VLA.349 (b) w powiązaniu z CS-VLA.455 [12] potrzebne jest odpowiednie dobranie wychylenia lotek przy prędkościach  $V_C$  i  $V_D$  w relacji do wychylenia maksymalnego przy prędkości  $V_A$ . Problem ten został rozwiązany poprzez zastosowanie postępowania iteracyjnego.

W tabeli 1 zamieszczono wszystkie charakterystyczne wielkości opisujące stan lotu dla rozpatrywanych przypadków obciążeń od wychylonych lotek.

**Tabela 1 Wielkości opisujące stan lotu dla rozpatrywanych przypadków obciążeń od wychylonych lotek.**

Prędkość lotu	V		n	$\delta_L -$	$\delta_L +$	Przyśpieszenie katowe	Prędkość katowa	$P_{zH0}$	$P_{zN}$	$C_{LS}$
	[km/h]	[m/s]		[deg]	[deg]					
V <sub>A</sub>	194.33	53.98	2.533	-30 <sup>*)</sup>	20	$\epsilon > 0$	p = 0	-27.51	2003.25	
V <sub>A</sub>	194.33	53.98	2.533	-30	20	$\epsilon = 0$	p = -0.864885	-27.51	2003.25	
V <sub>C</sub>	243	67.5	2.533	-14.205	9.470	$\epsilon > 0$	p = 0	-59.61	2035.35	
V <sub>C</sub>	243	67.5	2.533	-14.205	9.470	$\epsilon = 0$	p = -0.864885	-59.61	2035.35	
V <sub>D</sub>	331.79	92.16	2.533	-4.230	2.820	$\epsilon > 0$	p = 0	-136.11	2111.85	
V <sub>D</sub>	331.79	92.16	2.533	-4.230	2.820	$\epsilon = 0$	p = -0.28828899	-136.11	2111.85	

<sup>\*)</sup> Wychylenie wynika z założeń konstruktora.

**3.1.1 Punkt A krzywej wyrwania  $V = V_A = 194.33$  km/h;  $n = 2.533$ ;  $p_A = 0$ ;  $\epsilon_A > 0$** 

Założenia:

- Prędkość lotu samolotu  $V = V_A = 194.33$  km/h = 53.98 m/s
- Współczynnik obciążeń dopuszczalnych normalny do osi samolotu  $n=2.533$
- Ciąg = 0
- Przyspieszenie kątowe względem osi X  $\epsilon_x > 0$
- Prędkość kątowna względem osi X  $p = 0$
- Wychylenia lotek  $30^\circ, -20^\circ$  (według założeń konstruktora)

Siły działające na samolot:

- \* Masa samolotu  $Q=780$  kg
- \* Siła wypadkowa przyłożona w SC samolotu  $P_z = n \times Q = 1975.74$  kG
- \* Siła do równowagi na usterzeniu poziomym  $P_{ZH0} = -27.51$  kG
- \* Siła wypadkowa na skrzydłach:  
normalna do osi x samolotu

$$P_{zN} = 1975.74 + 27.51 = \mathbf{2003.25 \text{ kG}}$$

Dla ujemnego kąta zaklinowania skrzydła mamy

$$P_{ZN} = P_{NC} \times \cos(\alpha_z) - P_{TC} \times \sin(\alpha_z)$$

$$P_{XT} = P_{NC} \times \sin(\alpha_z) + P_{TC} \times \cos(\alpha_z)$$

Siły  $P_{ZN}$  na skrzydle odpowiadają składowe  $P_{NC}$  i  $P_{TC}$  obliczone na podstawie charakterystyk aerodynamicznych skrzydła:

$$P_{NCL} = 833.70242 \text{ kG}$$

$$P_{NCP} = 1168.7484 \text{ kG}$$

$$P_{TCL} = -81.87228 \text{ kG}$$

$$P_{TCP} = -95.708446 \text{ kG}$$

$$P_{ZNL} = P_{NCL} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCL}) \times \sin(0.3^\circ) = 834.11967 \text{ kG}$$

$$P_{ZNP} = P_{NCP} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCP}) \times \sin(0.3^\circ) = 1169.23351 \text{ kG}$$

$$P_{ZN} = P_{ZNL} + P_{ZNP} = 834.11967 + 1169.23351 = 2003.3532 \text{ kG}$$

$$P_{XTL} = P_{NCL} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCL}) \times \cos(0.3^\circ) = -77.50592 \text{ kG}$$

$$P_{XTP} = P_{NCL} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCL}) \times \cos(0.3^\circ) = -89.58761 \text{ kG}$$

Moment pochylający na skrzydłach w płaszczyźnie symetrii samolotu względem 25%SCA wynosi:

$$M_{SL} = -32.236048 \text{ kGm}$$

$$M_{SP} = -143.32306 \text{ kGm}$$



**AT5 Va=194.33 km/h n=2.53 L=(-30; 20) E>0**

ROOT CHORD... = .14100000E+01 M                      TIP CHORD.... = .85000000E+00 M  
 WING SPAN.... = .90000000E+01 M                      VELOCITY..... = .53981000E+02 M/S  
 ALPHA OF WING = .10310000E+02 DEG

Y /M/  
 -.45000000E+01   -.44454177E+01   -.42843605E+01   -.40206402E+01   -.36612828E+01   -.32160924E+01   -.26977581E+01   -.21223332E+01  
 -.15106252E+01   -.88994655E+00   -.24102419E+00   .00000000E+00   .00000000E+00   .24102419E+00   .88994655E+00   .15106252E+01  
 .21223332E+01   .26977581E+01   .32160924E+01   .36612828E+01   .40206402E+01   .42843605E+01   .44454177E+01   .45000000E+01

CN  
 .00000000E+00   .92054799E-02   .79173559E-01   .15004669E+00   .25137429E+00   .44446405E+00   .94289281E+00   .10909556E+01  
 .11672852E+01   .12377288E+01   .13093379E+01   .13205723E+01   .13205723E+01   .13093379E+01   .12526716E+01   .11867869E+01  
 .10332861E+01   .10568002E+01   .16002220E+01   .16567001E+01   .15257929E+01   .12317732E+01   .70453540E+00   .00000000E+00

CT  
 .00000000E+00   .28107117E-02   -.12048468E-01   -.27660989E-01   -.51850254E-01   -.10681467E+00   -.96045901E-01   -.13063470E+00  
 -.14332819E+00   -.13535922E+00   -.66477887E-03   .36948233E-01   .36948233E-01   -.66477887E-03   -.13984870E+00   -.14833573E+00  
 -.18694080E+00   -.21887586E+00   -.26509211E-01   -.56831171E-01   -.24857510E-01   .35763321E-01   .71584847E-01   .00000000E+00

CM 25.%  
 .00000000E+00   .12207310E+00   .12504660E+00   .11831620E+00   .10275480E+00   .65710280E-01   -.32181400E-01   -.57028820E-01  
 -.70975410E-01   -.79737800E-01   -.89491930E-01   -.90443109E-01   -.90443109E-01   -.89491930E-01   -.88887680E-01   -.87527810E-01  
 -.84229530E-01   -.84043860E-01   -.29689880E+00   -.29655970E+00   -.29643610E+00   -.29578220E+00   -.28707210E+00   .00000000E+00

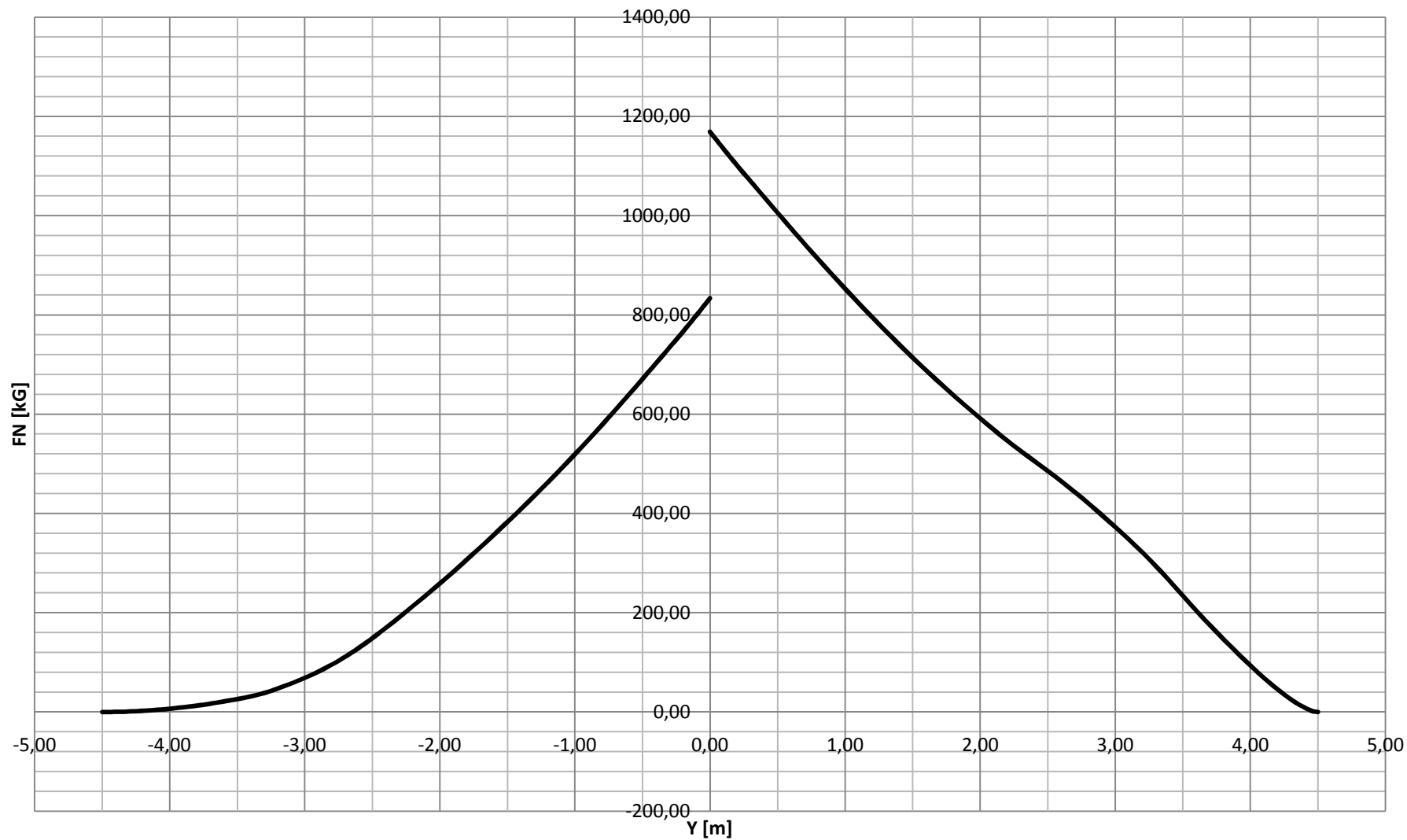
NORMAL SHEARING FORCE /KG/							
.00000000E+00	.33906534E-01	.12037458E+01	.61194817E+01	.18359130E+02	.45638521E+02	.11171356E+03	.23082555E+03
.37988384E+03	.55131573E+03	.75302747E+03	.83370242E+03	.11687484E+04	.10881498E+04	.88512979E+03	.71113403E+03
.56364726E+03	.44366614E+03	.31731732E+03	.18606583E+03	.88170696E+02	.28380707E+02	.31805463E+01	.00000000E+00
NORMAL BENDING MOMENT /KGM/							
.00000000E+00	.56884057E-03	.76002329E-01	.97085695E+00	.51664841E+01	.18784303E+02	.57268427E+02	.15462796E+03
.34041438E+03	.62833994E+03	.10502783E+04	.12414498E+04	.24608293E+04	.21888944E+04	.15497884E+04	.10554416E+04
.66705855E+03	.37748391E+03	.17829594E+03	.66351825E+02	.17456643E+02	.24134266E+01	.59502960E-01	.00000000E+00
TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/							
.00000000E+00	.14745954E-01	-.11197363E+00	-.95935425E+00	-.33731491E+01	-.95270431E+01	-.19173264E+02	-.32593059E+02
-.50893846E+02	-.70993989E+02	-.83358850E+02	-.81872283E+02	-.95708446E+02	-.97219680E+02	-.84449755E+02	-.64289731E+02
-.42153074E+02	-.18526776E+02	-.46421540E+01	-.82195550E+00	.19335651E+01	.16988629E+01	.33400372E+00	.00000000E+00
TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/							
.00000000E+00	.29348601E-03	-.24274590E-02	-.12828814E+00	-.85909159E+00	-.35552554E+01	-.11013033E+02	-.25672716E+02
-.51062513E+02	-.88884438E+02	-.14008070E+03	-.16003988E+03	-.18532866E+03	-.16203165E+03	-.10193504E+03	-.55777144E+02
-.23034199E+02	-.54707956E+01	-.31854911E+00	.97971875E+00	.71778054E+00	.18184552E+00	.63414959E-02	.00000000E+00
TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/							
.00000000E+00	.48003049E+00	.32134177E+01	.78880917E+01	.14201127E+02	.20890612E+02	.23009378E+02	.17090186E+02
.70001566E+01	-.65489615E+01	-.24510561E+02	-.32236048E+02	-.14332306E+03	-.13564977E+03	-.11671158E+03	-.10084698E+03
-.87400652E+02	-.76561632E+02	-.58981859E+02	-.35773121E+02	-.18914462E+02	-.75640730E+01	-.11286816E+01	.00000000E+00

**AT5 Va=194.33 km/h n=2.53 L=(-30; 20) E>0**

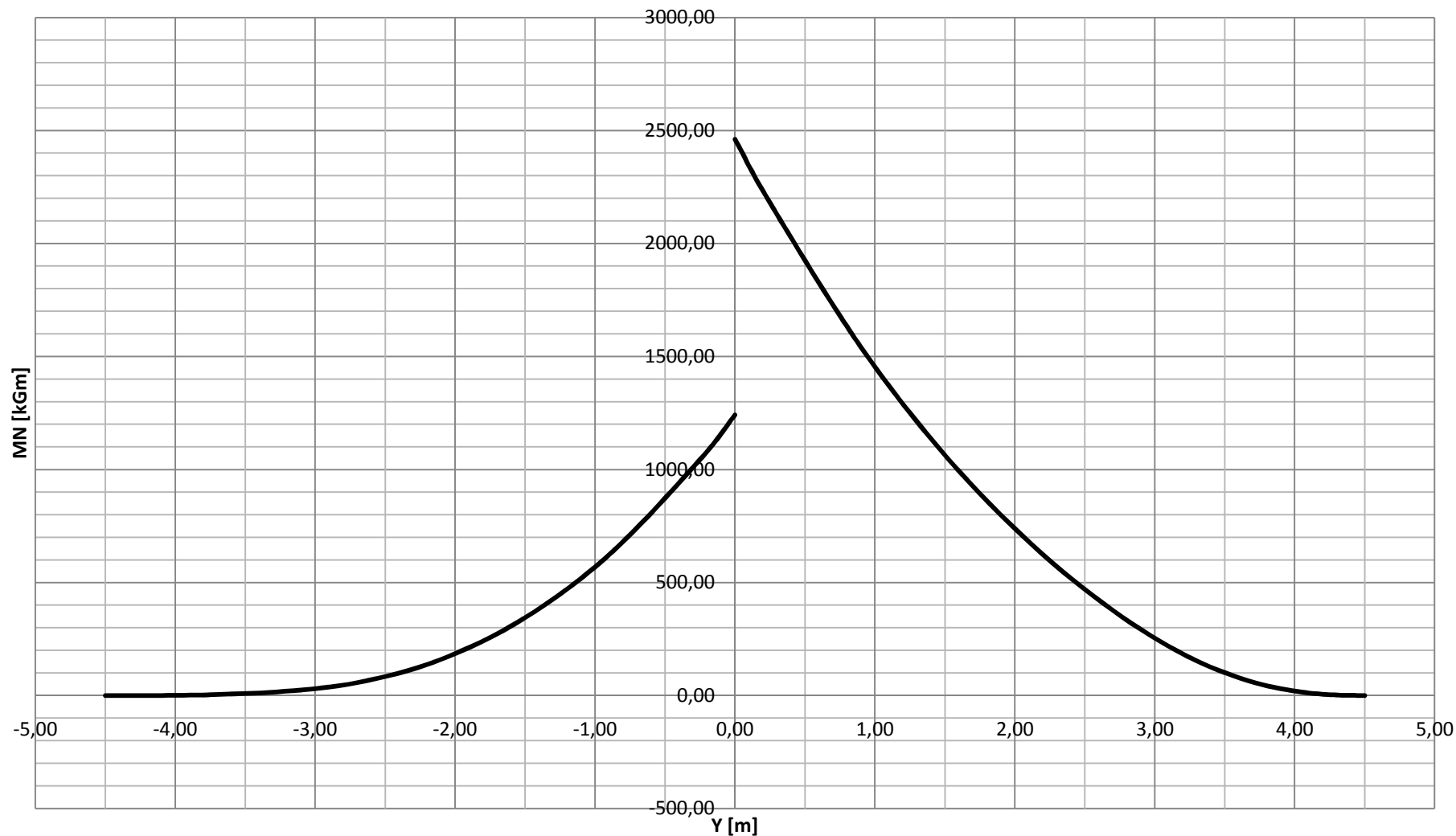
YZ /M/								
-.45000000E+01	-.43150000E+01	-.41150000E+01	-.39150000E+01	-.37150000E+01	-.35350000E+01	-.33350000E+01	-.31750000E+01	
-.29950000E+01	-.27620000E+01	-.25300000E+01	-.23420000E+01	-.21550000E+01	-.18980000E+01	-.16410000E+01	-.14450000E+01	
-.12450000E+01	-.10450000E+01	-.85500000E+00	-.65500000E+00	-.45000000E+00	-.20000000E+00	.00000000E+00	.00000000E+00	
.20000000E+00	.45000000E+00	.65500000E+00	.85500000E+00	.10450000E+01	.12450000E+01	.14450000E+01	.16410000E+01	
.18980000E+01	.21550000E+01	.23420000E+01	.25300000E+01	.27620000E+01	.29950000E+01	.31750000E+01	.33350000E+01	
.35350000E+01	.37150000E+01	.39150000E+01	.41150000E+01	.43150000E+01	.45000000E+01			
AERODYNAMIC NORMAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	.84557278E+00	.39886546E+01	.90218950E+01	.16092436E+02	.24434425E+02	.36637739E+02	.49113738E+02	
.67427780E+02	.10039748E+03	.14382355E+03	.18244748E+03	.22342313E+03	.28321072E+03	.34646420E+03	.39704458E+03	
.45073852E+03	.50655787E+03	.56158399E+03	.62163920E+03	.68549793E+03	.76657403E+03	.83370242E+03	.11687484E+04	
.11016905E+04	.10204613E+04	.95618097E+03	.89551961E+03	.83978908E+03	.78314221E+03	.72858044E+03	.67728221E+03	
.61423989E+03	.55662614E+03	.51716422E+03	.47825764E+03	.43018755E+03	.37690747E+03	.32920699E+03	.28213012E+03	
.22285988E+03	.17069350E+03	.11557138E+03	.65111128E+02	.22558177E+02	.00000000E+00			
AERODYNAMIC NORMAL BENDING MOMENT /KGM/								
.00000000E+00	.44757712E-01	.49731221E+00	.17657252E+01	.42418800E+01	.78564978E+01	.13906651E+02	.20730295E+02	
.31138437E+02	.50460883E+02	.78670463E+02	.10929779E+03	.14720873E+03	.21223659E+03	.29307542E+03	.36590621E+03	
.45064937E+03	.54634331E+03	.64778575E+03	.76607136E+03	.90001282E+03	.10814482E+04	.12414498E+04	.24608293E+04	
.22338124E+04	.19686078E+04	.17660381E+04	.15809020E+04	.14160771E+04	.12538186E+04	.11026812E+04	.96494727E+03	
.79909648E+03	.64876080E+03	.54837840E+03	.45481565E+03	.34941272E+03	.25523224E+03	.19158094E+03	.14265332E+03	
.92163651E+02	.56770650E+02	.28206349E+02	.10237674E+02	.16341164E+01	.00000000E+00			
AERODYNAMIC TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	-.59227899E-01	-.57493748E+00	-.15062667E+01	-.29085865E+01	-.46583041E+01	-.74002349E+01	-.10327390E+02	
-.13708721E+02	-.17976346E+02	-.22566771E+02	-.26903192E+02	-.31708705E+02	-.38961311E+02	-.46774791E+02	-.52995568E+02	
-.59475391E+02	-.65988791E+02	-.72099002E+02	-.77728067E+02	-.81775738E+02	-.83304244E+02	-.81872283E+02	-.95708446E+02	
-.97163188E+02	-.95585839E+02	-.91405994E+02	-.85591386E+02	-.79376887E+02	-.72925974E+02	-.66445723E+02	-.59889640E+02	
-.50690580E+02	-.40874349E+02	-.33396832E+02	-.25633996E+02	-.15860559E+02	-.80946437E+01	-.49306408E+01	-.38870291E+01	
-.20829363E+01	-.29963744E+00	.13597086E+01	.21489853E+01	.15074510E+01	.00000000E+00			

AERODYNAMIC TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/							
.00000000E+00	.16336175E-03	-.56647329E-01	-.25740406E+00	-.69054708E+00	-.13630112E+01	-.25529158E+01	-.39632345E+01
-.61289825E+01	-.98198548E+01	-.14507512E+02	-.19149353E+02	-.24622483E+02	-.33689641E+02	-.44696661E+02	-.54471309E+02
-.65716990E+02	-.78263717E+02	-.91384826E+02	-.10638964E+03	-.12277457E+03	-.14349971E+03	-.16003988E+03	-.18532866E+03
-.16601927E+03	-.14183255E+03	-.12262891E+03	-.10490630E+03	-.89235443E+02	-.74005848E+02	-.60067028E+02	-.47680154E+02
-.33456362E+02	-.21678055E+02	-.14729642E+02	-.91771572E+01	-.43671838E+01	-.16431054E+01	-.51463459E+00	.19180468E+00
.79634387E+00	.10097612E+01	.89407440E+00	.52246098E+00	.13264182E+00	.00000000E+00		

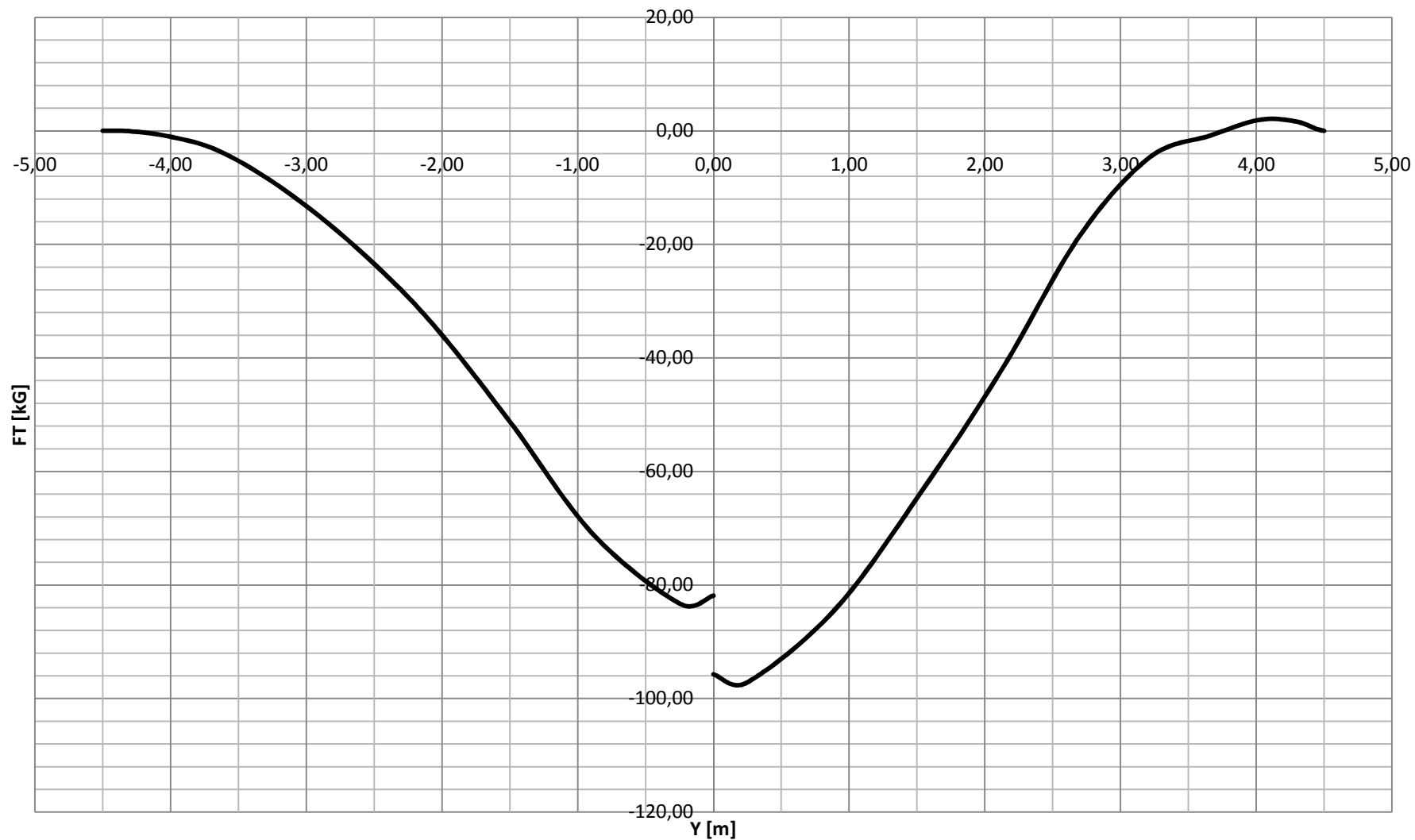
AERODYNAMIC TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/							
.00000000E+00	.26795239E+01	.62066445E+01	.97689842E+01	.13279451E+02	.16300975E+02	.19330321E+02	.21373267E+02
.22965053E+02	.23337190E+02	.21697296E+02	.19814959E+02	.17529830E+02	.13793768E+02	.94401166E+01	.57168257E+01
.15956891E+01	-.28566618E+01	-.74112576E+01	-.12567303E+02	-.18259337E+02	-.25792788E+02	-.32236048E+02	-.14332306E+03
-.13692804E+03	-.12928798E+03	-.12328990E+03	-.11767005E+03	-.11254315E+03	-.10736878E+03	-.10242125E+03	-.97793647E+02
-.92071188E+02	-.86745338E+02	-.83092813E+02	-.79577936E+02	-.75335644E+02	-.68919858E+02	-.61165006E+02	-.52522832E+02
-.42089093E+02	-.33149152E+02	-.23702424E+02	-.14754489E+02	-.63030283E+01	.00000000E+00		



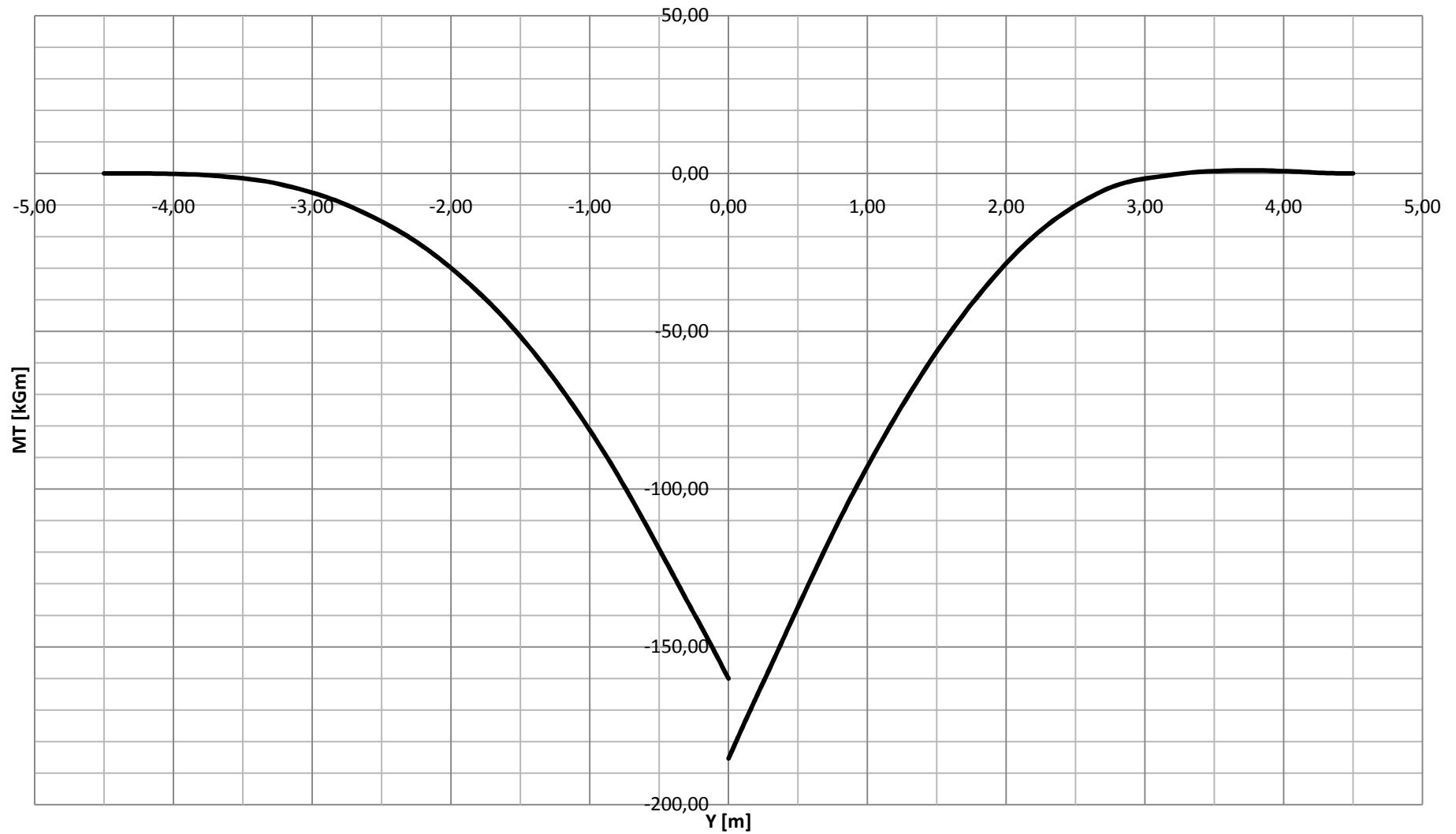
Rys. 3.1. Rozkład aerodyn. siły FN [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt A obwiedni obciążeń  $V=194.33$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wchylenie lotek – maksymalne:  $+20^\circ$  w dół,  $-30^\circ$  w górę.



Rys. 3.2. Rozkład aerodyn. momentu  $MN$  [kGm] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt A obwiedni obciążeń  $V=194.33$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek – maksymalne:  $+20^\circ$  w dół,  $-30^\circ$  w górę.

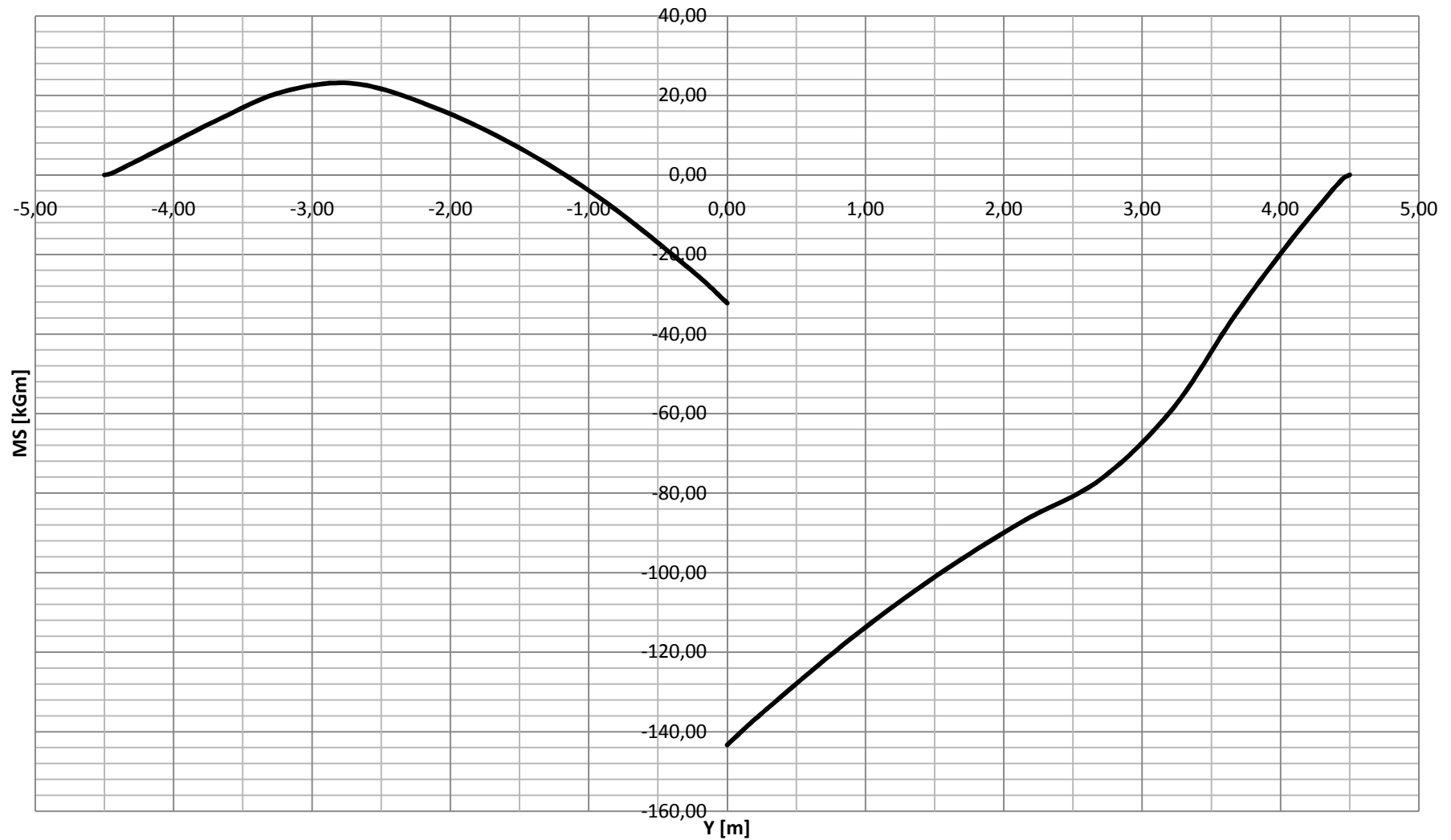


Rys. 3.3. Rozkład aerodyn. siły FT [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt A obwiedni obciążeń  $V=194.33$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek – maksymalne:  $+20^\circ$  w dół,  $-30^\circ$  w górę.



Rys. 3.4. Rozkład aerodyn. momentu  $MT$  [kGm] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt A obwiedni obciążeń  $V=194.33$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek – maksymalne:  $+20^\circ$  w dół,  $-30^\circ$  w górę.





Rys. 3.5. Rozkład aerodyn. momentu  $MS$  [kGm] względem 25% cięciwy wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt A obwiedni obciążeń  $V=194.33$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek – maksymalne:  $+20^\circ$  w dół,  $-30^\circ$  w górę.

**3.1.2 Punkt A krzywej wyrwania  $V = V_A = 194.33$  km/h;  $n = 2.533$ ;  $p_A > 0$ ;  $\varepsilon_A = 0$** 

Założenia:

- Prędkość lotu samolotu  $V = V_A = 194.33$  km/h = 53.98 m/s
- Współczynnik obciążeń dopuszczalnych normalny do osi samolotu  $n=2.533$
- Ciąg = 0
- Przyspieszenie kątowe względem osi X  $\varepsilon_x = 0$
- Prędkość kątowna względem osi X  $p > 0$
- Wychylenia lotek  $30^\circ, -20^\circ$  (według założeń konstruktora)

Siły działające na samolot:

- \* Masa samolotu  $Q=780$  kg
- \* Siła wypadkowa przyłożona w SC samolotu  $P_z = n \times Q = 1975.74$  kG
- \* Siła do równowagi na usterzeniu poziomym  $P_{ZH0} = -27.51$  kG
- Siła wypadkowa na skrzydłach:  
normalna do osi x samolotu

$$P_{ZN} = 1975.74 + 27.51 = \mathbf{2003.25} \text{ kG}$$

Dla ujemnego kąta zaklinowania skrzydła mamy

$$P_{ZN} = P_{NC} \times \cos(\alpha_z) - P_{TC} \times \sin(\alpha_z)$$

$$P_{XT} = P_{NC} \times \sin(\alpha_z) + P_{TC} \times \cos(\alpha_z)$$

Siły  $P_{ZN}$  na skrzydle odpowiadają składowe  $P_{NC}$  i  $P_{TC}$  obliczone na podstawie charakterystyk aerodynamicznych skrzydła:

$$P_{NCL} = 1051.6573 \text{ kG}$$

$$P_{NCP} = 951.16342 \text{ kG}$$

$$P_{TCL} = -100.123 \text{ kG}$$

$$P_{TCP} = -94.700792 \text{ kG}$$

$$P_{ZNL} = P_{NCL} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCL}) \times \sin(0.3^\circ) = 1052.1571 \text{ kG}$$

$$P_{ZNP} = P_{NCP} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCP}) \times \sin(0.3^\circ) = 951.646232 \text{ kG}$$

$$P_{ZN} = P_{ZNL} + P_{ZNP} = 1052.1571 + 951.646232 = 2003.25 \text{ kG}$$

$$P_{XTL} = P_{NCL} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCL}) \times \cos(0.3^\circ) = -94.61525 \text{ kG}$$

$$P_{XTP} = P_{NCP} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCP}) \times \cos(0.3^\circ) = -89.7192 \text{ kG}$$

Moment pochylający na skrzydłach w płaszczyźnie symetrii samolotu względem 25%SCA wynosi:

$$M_{SL} = -35.970077 \text{ kGm}$$

$$M_{SP} = -188.24335 \text{ kGm}$$

Iteracyjnie wyznaczony bezwymiarowy współczynnik  $pv$  dla ustalonej prędkości kątowej wokół osi  $x$  wynosi

$$pv = -.07210$$

Wtedy prędkość kątowa wokół osi  $x$  wynosi

$$p_A = 2pv \times V/b = 2 \times (-.07210) \times 53.98 / 9 = -0.864885 \text{ 1/s}$$

$$p_A = -0.864885 \text{ 1/s}$$

**AT5 Va=194.33 km/h n=2.53 L=(-30; 20) p>0**

ROOT CHORD... = .14100000E+01 M  
 WING SPAN... = .90000000E+01 M  
 ALPHA OF WING = .10285000E+02 DEG

TIP CHORD.... = .85000000E+00 M  
 VELOCITY..... = .53981000E+02 M/S

Y /M/  
 -.45000000E+01 -.44454177E+01 -.42843605E+01 -.40206402E+01 -.36612828E+01 -.32160924E+01 -.26977581E+01 -.21223332E+01  
 -.15106252E+01 -.88994655E+00 -.24102419E+00 .00000000E+00 .00000000E+00 .24102419E+00 .88994655E+00 .15106252E+01  
 .21223332E+01 .26977581E+01 .32160924E+01 .36612828E+01 .40206402E+01 .42843605E+01 .44454177E+01 .45000000E+01

CN  
 .00000000E+00 .23484235E+00 .45418181E+00 .59348277E+00 .70205506E+00 .85725248E+00 .12941178E+01 .13635575E+01  
 .13551108E+01 .13325950E+01 .12934271E+01 .13023041E+01 .13023041E+01 .12934271E+01 .11441248E+01 .98906917E+00  
 .75222929E+00 .70485509E+00 .11842383E+01 .12139847E+01 .10938012E+01 .86701656E+00 .48180728E+00 .00000000E+00

CT  
 .00000000E+00 -.19674306E-01 -.55655392E-01 -.88816035E-01 -.12173704E+00 -.17910544E+00 -.10300704E+00 -.13819765E+00  
 -.14625149E+00 -.13029438E+00 -.78409142E-02 .27032149E-01 .27032149E-01 -.78409142E-02 -.13908142E+00 -.13772121E+00  
 -.15057226E+00 -.16301665E+00 -.54329944E-01 -.88004875E-01 -.74178427E-01 -.34449282E-01 .76457285E-02 .00000000E+00

CM 25. %  
 .00000000E+00 .11545390E+00 .11400750E+00 .10563890E+00 .90891040E-01 .57273430E-01 -.35185870E-01 -.59082340E-01  
 -.72663370E-01 -.80686330E-01 -.89377920E-01 -.90348340E-01 -.90348340E-01 -.89377920E-01 -.97920210E-01 -.12507790E+00  
 -.22711120E+00 -.25157640E+00 -.27454420E+00 -.28598870E+00 -.29555370E+00 -.29303910E+00 -.28113940E+00 .00000000E+00

NORMAL SHEARING FORCE /KG/

.00000000E+00	.10548820E+01	.10040715E+02	.32712810E+02	.72175611E+02	.13416205E+03	.23793669E+03	.39329617E+03
.57273396E+03	.76438423E+03	.97244129E+03	.10516473E+04	.95116342E+03	.87123750E+03	.67798798E+03	.52574220E+03
.40982086E+03	.32668574E+03	.23009398E+03	.13331351E+03	.62245057E+02	.19734534E+02	.21720755E+01	.00000000E+00

NORMAL BENDING MOMENT /KGM/

.00000000E+00	.19689898E-01	.83559594E+00	.63235093E+01	.24914691E+02	.70256270E+02	.16455653E+03	.34530318E+03
.64023619E+03	.10547553E+04	.16179451E+04	.18618271E+04	.18617323E+04	.16421563E+04	.11414004E+04	.76946033E+03
.48528525E+03	.27390652E+03	.12782536E+03	.47046201E+02	.12229726E+02	.16678735E+01	.40610481E-01	.00000000E+00

TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/

.00000000E+00	-.86239193E-01	-.10709187E+01	-.42015581E+01	-.10570387E+02	-.22447441E+02	-.35446627E+02	-.49758292E+02
-.68782636E+02	-.88763621E+02	-.10102762E+03	-.10012301E+03	-.94700792E+02	-.95690816E+02	-.82375525E+02	-.62824507E+02
-.43825167E+02	-.25595791E+02	-.13919216E+02	-.78920116E+01	-.27560526E+01	-.33114329E+00	.40315246E-01	.00000000E+00

TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/

.00000000E+00	-.15913255E-02	-.82195380E-01	-.74364417E+00	-.33285381E+01	-.10483765E+02	-.25775586E+02	-.50049912E+02
-.86189981E+02	-.13513740E+03	-.19772725E+03	-.22201155E+03	-.19641212E+03	-.17342438E+03	-.11456656E+03	-.69577480E+02
-.36934155E+02	-.16947877E+02	-.71987650E+01	-.22565415E+01	-.37583526E+00	-.81402849E-02	.80388338E-03	.00000000E+00

TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/

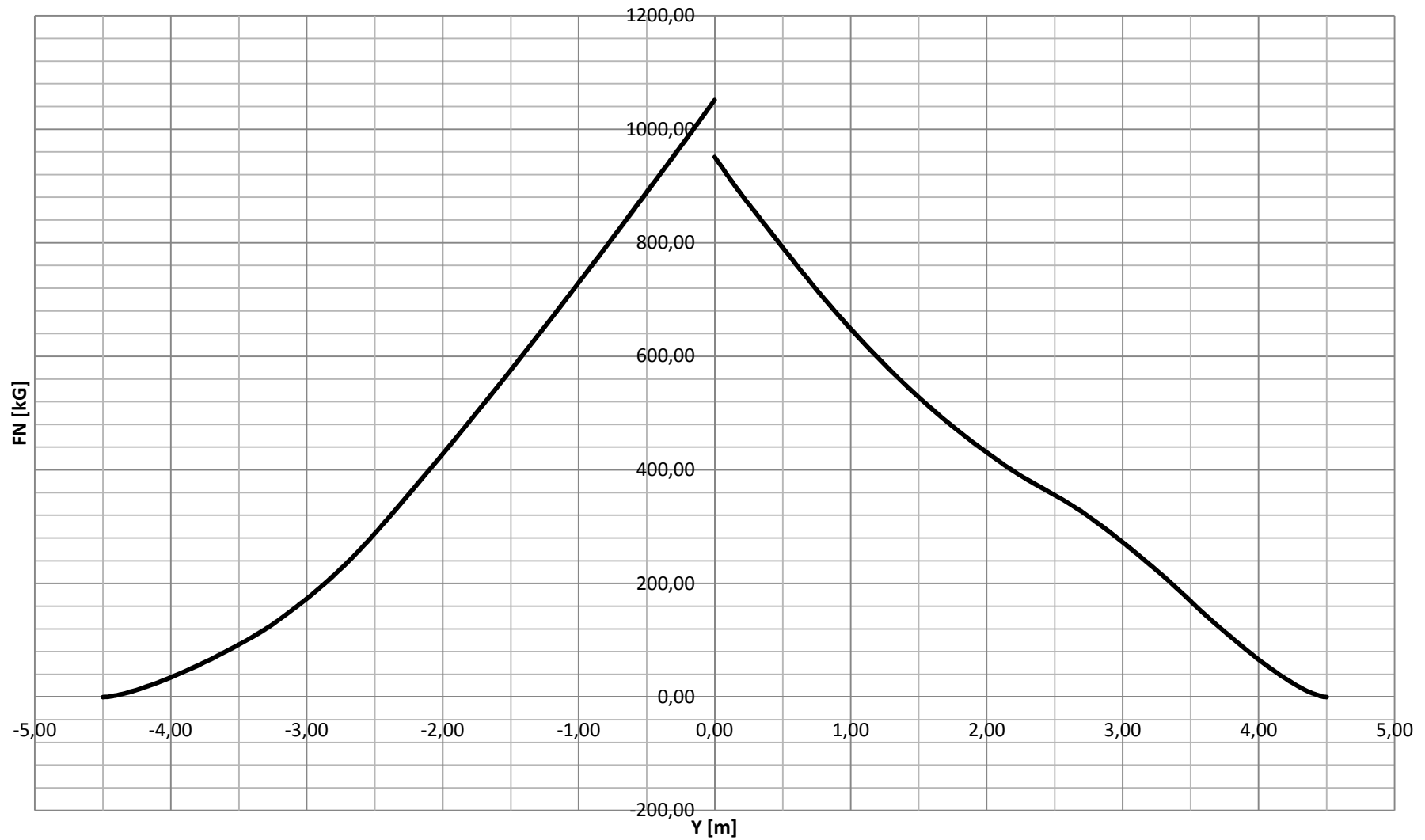
.00000000E+00	.45444247E+00	.29880967E+01	.72018647E+01	.12800906E+02	.18681517E+02	.20206206E+02	.13967960E+02
.35816130E+01	-.10207086E+02	-.28260177E+02	-.35970077E+02	-.18824335E+03	-.18057175E+03	-.16108049E+03	-.14137224E+03
-.11500701E+03	-.84133036E+02	-.57192195E+02	-.35281402E+02	-.18753524E+02	-.74479216E+01	-.11050072E+01	.00000000E+00

**AT5 Va=194.33 km/h n=2.53 L=(-30; 20) p>0**

YZ /M/								
-.45000000E+01	-.43150000E+01	-.41150000E+01	-.39150000E+01	-.37150000E+01	-.35350000E+01	-.33350000E+01	-.31750000E+01	-.31750000E+01
-.29950000E+01	-.27620000E+01	-.25300000E+01	-.23420000E+01	-.21550000E+01	-.18980000E+01	-.16410000E+01	-.14450000E+01	-.14450000E+01
-.12450000E+01	-.10450000E+01	-.85500000E+00	-.65500000E+00	-.45000000E+00	-.20000000E+00	.00000000E+00	.00000000E+00	.00000000E+00
.20000000E+00	.45000000E+00	.65500000E+00	.85500000E+00	.10450000E+01	.12450000E+01	.14450000E+01	.16410000E+01	.16410000E+01
.18980000E+01	.21550000E+01	.23420000E+01	.25300000E+01	.27620000E+01	.29950000E+01	.31750000E+01	.33350000E+01	.33350000E+01
.35350000E+01	.37150000E+01	.39150000E+01	.41150000E+01	.43150000E+01	.45000000E+01			
AERODYNAMIC NORMAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	.79044587E+01	.23828074E+02	.43440917E+02	.65723763E+02	.88171473E+02	.11602959E+03	.14074877E+03	.14074877E+03
.17247938E+03	.22216814E+03	.28130761E+03	.33188988E+03	.38402336E+03	.45788179E+03	.53363190E+03	.59257938E+03	.59257938E+03
.65370104E+03	.71572692E+03	.77541504E+03	.83896319E+03	.90476890E+03	.98578916E+03	.10516473E+04	.95116342E+03	.95116342E+03
.88464037E+03	.80514842E+03	.74388539E+03	.68749945E+03	.63700373E+03	.58705485E+03	.54036061E+03	.49785051E+03	.49785051E+03
.44780736E+03	.40472675E+03	.37670227E+03	.34994288E+03	.31731780E+03	.27617820E+03	.23898993E+03	.20406655E+03	.20406655E+03
.16033781E+03	.12206178E+03	.81972779E+02	.45761608E+02	.15642427E+02	.00000000E+00			
AERODYNAMIC NORMAL BENDING MOMENT /KGM/								
.00000000E+00	.56112608E+00	.36622023E+01	.10339889E+02	.21211825E+02	.35026770E+02	.55393477E+02	.75903892E+02	.75903892E+02
.10401941E+03	.14978279E+03	.20808561E+03	.26569531E+03	.33260704E+03	.44074920E+03	.56811986E+03	.67847260E+03	.67847260E+03
.80308491E+03	.94001330E+03	.10816606E+04	.12430869E+04	.14218087E+04	.16581124E+04	.18618271E+04	.18617323E+04	.18617323E+04
.16781726E+04	.14670584E+04	.13083426E+04	.11652596E+04	.10394790E+04	.91712766E+03	.80444007E+03	.70275268E+03	.70275268E+03
.58137989E+03	.47198111E+03	.39894503E+03	.33065696E+03	.25321516E+03	.18387989E+03	.13746363E+03	.10201081E+03	.10201081E+03
.65580402E+02	.40187940E+02	.19837278E+02	.71439292E+01	.11266858E+01	.00000000E+00			
AERODYNAMIC TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	-.81347774E+00	-.29060088E+01	-.58401947E+01	-.94643503E+01	-.13421595E+02	-.18747292E+02	-.23766949E+02	-.23766949E+02
-.28834597E+02	-.34134104E+02	-.39083143E+02	-.43715575E+02	-.48822140E+02	-.56455021E+02	-.64560885E+02	-.70922192E+02	-.70922192E+02
-.77451655E+02	-.83900373E+02	-.89827149E+02	-.95256483E+02	-.99242428E+02	-.10105401E+03	-.10012301E+03	-.94700792E+02	-.94700792E+02
-.95710677E+02	-.93742070E+02	-.89379081E+02	-.83512832E+02	-.77344257E+02	-.71027002E+02	-.64838503E+02	-.58816108E+02	-.58816108E+02
-.50846882E+02	-.42798126E+02	-.36898842E+02	-.30937297E+02	-.23598310E+02	-.17476614E+02	-.14379667E+02	-.12575652E+02	-.12575652E+02
-.98053155E+01	-.70713618E+01	-.41377910E+01	-.16876612E+01	-.17974930E+00	.00000000E+00			

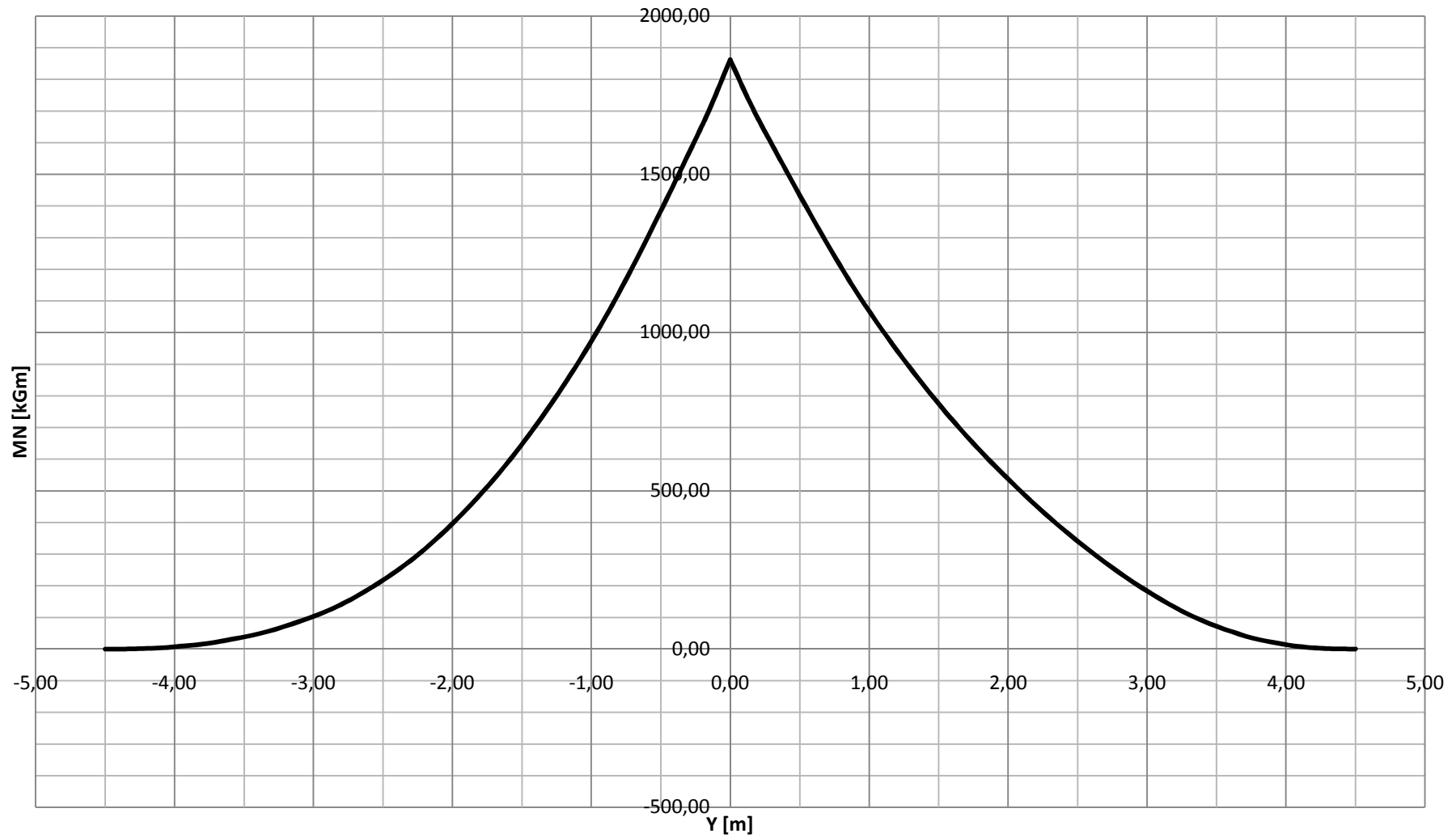
AERODYNAMIC TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/							
.00000000E+00	-.53403590E-01	-.40978431E+00	-.12725343E+01	-.27907045E+01	-.48395797E+01	-.80388056E+01	-.11433526E+02
-.16183757E+02	-.23540379E+02	-.32020061E+02	-.39794547E+02	-.48439792E+02	-.61955443E+02	-.77498198E+02	-.90774029E+02
-.10561174E+03	-.12174932E+03	-.13825805E+03	-.15678709E+03	-.17675561E+03	-.20187272E+03	-.22201155E+03	-.19641212E+03
-.17735083E+03	-.15357987E+03	-.13477516E+03	-.11746525E+03	-.10218578E+03	-.87351384E+02	-.73766409E+02	-.61647782E+02
-.47554252E+02	-.35519299E+02	-.28067119E+02	-.21690079E+02	-.15368285E+02	-.10621954E+02	-.77798604E+01	-.56206223E+01
-.33745415E+01	-.18546612E+01	-.73857379E+00	-.16767497E+00	-.40205299E-03	.00000000E+00		

AERODYNAMIC TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/							
.00000000E+00	.25000236E+01	.56960786E+01	.88765772E+01	.11985786E+02	.14655230E+02	.17317896E+02	.19100895E+02
.20444325E+02	.20579375E+02	.18792380E+02	.16805153E+02	.14423737E+02	.10561005E+02	.60825636E+01	.22685382E+01
-.19378226E+01	-.64652654E+01	-.11079340E+02	-.16282690E+02	-.22003647E+02	-.29540293E+02	-.35970077E+02	-.18824335E+03
-.18184896E+03	-.17420847E+03	-.16809497E+03	-.16213071E+03	-.15636844E+03	-.15011337E+03	-.14358549E+03	-.13673621E+03
-.12616693E+03	-.11323386E+03	-.10312549E+03	-.93045728E+02	-.80742647E+02	-.68562668E+02	-.59290705E+02	-.51185798E+02
-.41336185E+02	-.32744625E+02	-.23503972E+02	-.14603356E+02	-.61996125E+01	.00000000E+00		

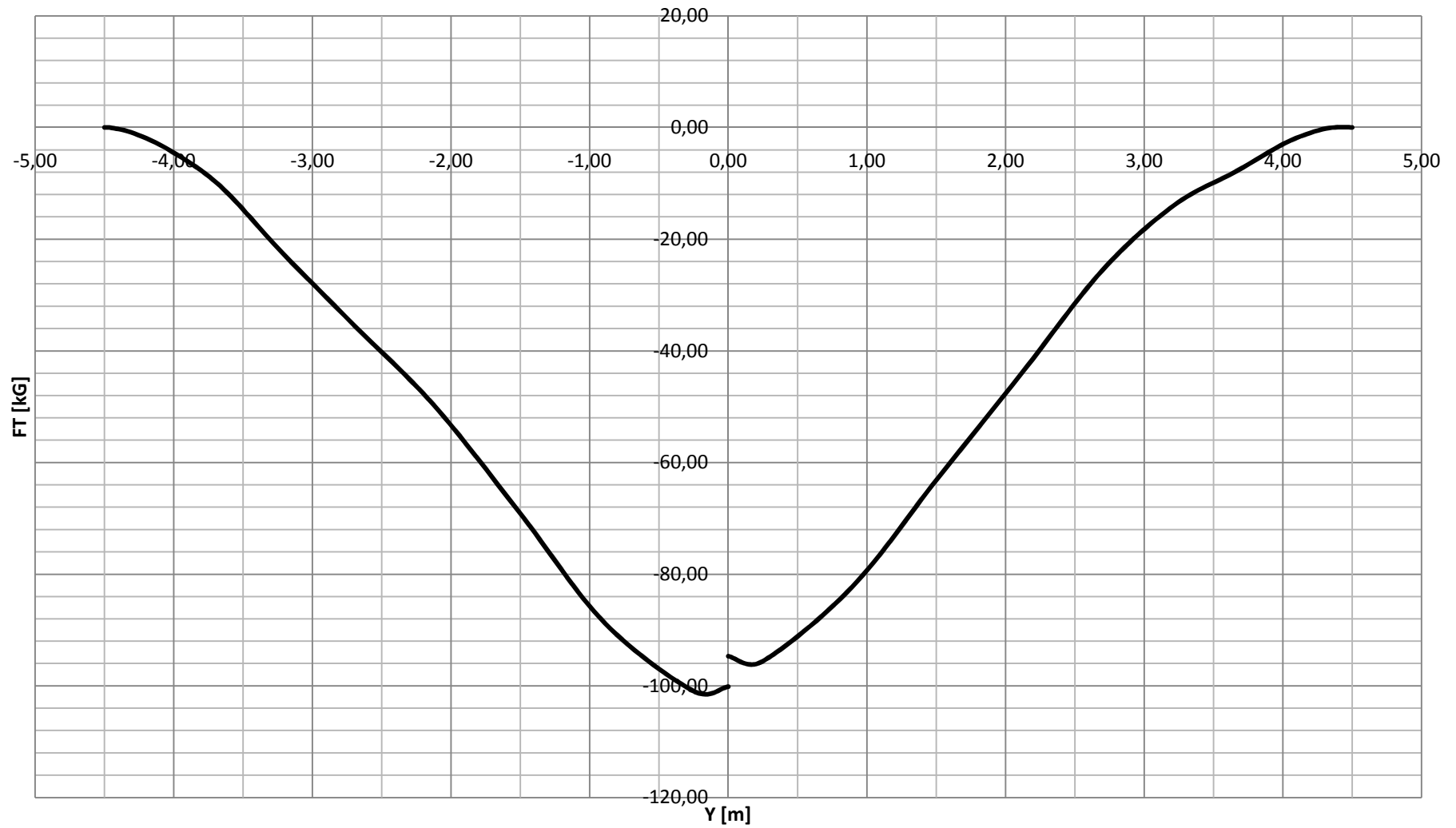


Rys. 3.6. Rozkład aerodyn. siły FN [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt A obwiedni obciążeń  $V=194.33$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\epsilon=0$ . Wychylenie lotek – maksymalne:  $+20^\circ$  w dół,  $-30^\circ$  w górę.

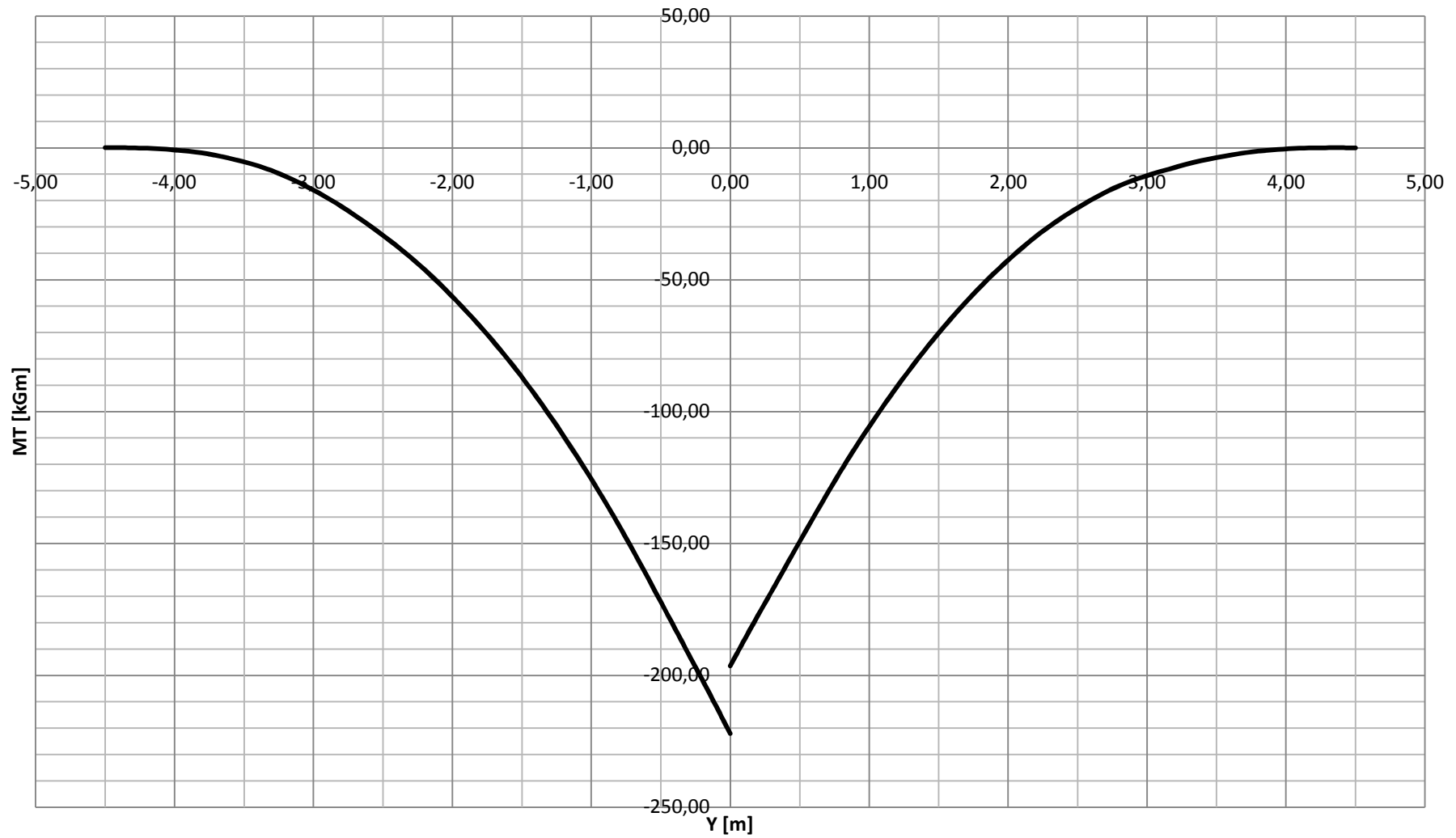




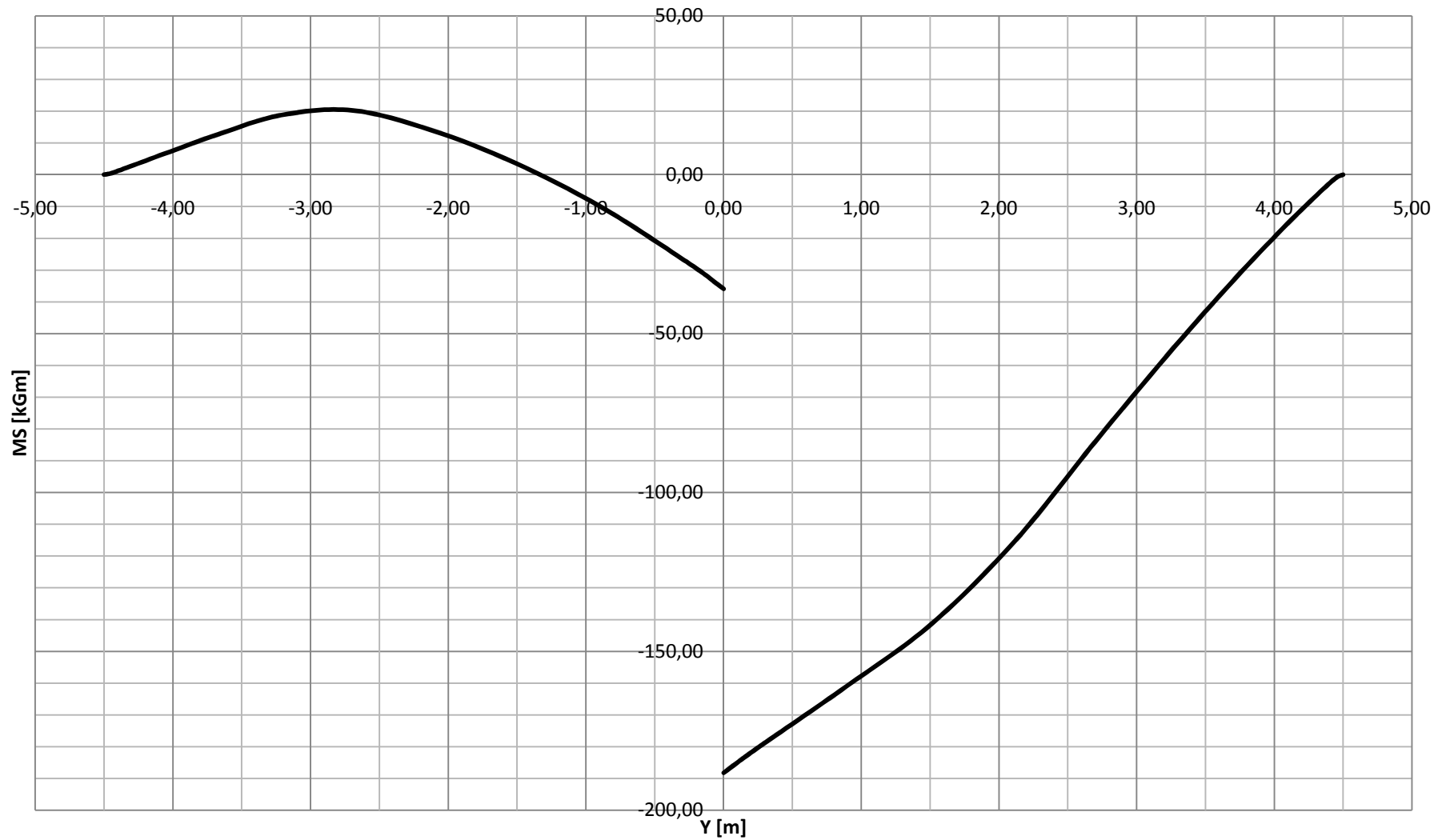
Rys. 3.7. Rozkład aerodyn. momentu  $MN$  [kGm] wzdłuż. AT5 – punkt A obwiedni obciążeń  $V=194.33$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\epsilon=0$ . Wchylenie lotek – maksymalne:  $+20^\circ$  w dół,  $-30^\circ$  w górę.



Rys. 3.8. Rozkład aerodyn. siły FT [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt A obwiedni obciążeń  $V=194.33$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\epsilon=0$ . Wchylenie lotek – maksymalne:  $+20^\circ$  w dół,  $-30^\circ$  w górę.



Rys. 3.9. Rozkład aerodyn. momentu  $MT$  [kGm] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt A obwiedni obciążeń  $V=194.33$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\epsilon=0$ . Wychylenie lotek – maksymalne:  $+20^\circ$  w dół,  $-30^\circ$  w górę.



Rys. 3.10. Rozkład aerodyn. momentu MS [kGm] względem 25% cięciwy wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt A obwiedni obciążeń  $V=194.33$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\epsilon=0$ . Wychylenie lotek – maksymalne:  $+20^\circ$  w dół,  $-30^\circ$  w górę.

**3.1.3 Punkt C krzywej wyrwania  $V = V_C = 243 \text{ km/h}$   $n = 2.533$ ;  $p_C = 0$ ;  $\varepsilon_C > 0$** 

Założenia:

- Prędkość lotu samolotu  $V = V_C = 243 \text{ km/h} = 67.5 \text{ m/s}$
- Współczynnik obciążeń dopuszczalnych normalny do osi samolotu  $n=2.533$
- Ciąg = 0
- Przyspieszenie kątowe względem osi X  $\varepsilon_X > 0$
- Prędkość kątowa względem osi X  $p = 0$
- Wychylenie lotek  $-14.205^\circ$  w górę,  $9.470^\circ$  w dół (wyznaczone dla przypadku z ustaloną prędkością kątową przechylenia)

Siły działające na samolot:

- \* Masa samolotu  $Q=780 \text{ kg}$
- \* Siła wypadkowa przyłożona w SC samolotu  $P_z = n \times Q = 1975.74 \text{ kG}$
- \* Siła do równowagi na usterzeniu poziomym  $P_{ZH0} = -59.61 \text{ kG}$
- Siła wypadkowa na skrzydłach:  
normalna do osi x samolotu

$$P_{zN} = 1975.74 - (-59.61) = \mathbf{2035.35 \text{ kG}}$$

Dla ujemnego kąta zaklinowania skrzydła mamy

$$P_{zN} = P_{NC} \times \cos(\alpha_z) - P_{TC} \times \sin(\alpha_z)$$

$$P_{xT} = P_{NC} \times \sin(\alpha_z) + P_{TC} \times \cos(\alpha_z)$$

Siły  $P_{zN}$  na skrzydle odpowiadają składowe  $P_{NC}$  i  $P_{TC}$  obliczone na podstawie charakterystyk aerodynamicznych skrzydła:

$$P_{NCL} = 788.10457 \text{ kG}$$

$$P_{NCP} = 1246.809 \text{ kG}$$

$$P_{TCL} = -29.80213 \text{ kG}$$

$$P_{TCP} = -58.208406 \text{ kG}$$

$$P_{zNL} = P_{NCL} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCL}) \times \sin(0.3^\circ) = 788.24981 \text{ kG}$$

$$P_{zNP} = P_{NCP} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCP}) \times \sin(0.3^\circ) = 1247.09669 \text{ kG}$$

$$P_{zN} = P_{zNL} + P_{zNP} = 788.24981 + 1247.09669 = 2035.3465 \text{ kG}$$

$$P_{XTL} = P_{NCL} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCL}) \times \cos(0.3^\circ) = -25.67523 \text{ kG}$$

$$P_{XTP} = P_{NCL} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCL}) \times \cos(0.3^\circ) = -51.67936 \text{ kG}$$

Moment pochylający na skrzydłach w płaszczyźnie symetrii samolotu względem 25%SCA wynosi:

$$M_{SL} = -59.277908 \text{ kGm}$$

$$M_{SP} = -182.66878 \text{ kGm}$$

**AT5 VC=243 km/h n=2.53 L=(-14.205; 9.470) E>0**

ROOT CHORD... = .14100000E+01 M  
 WING SPAN... = .90000000E+01 M  
 ALPHA OF WING = .62920000E+01 DEG

TIP CHORD.... = .85000000E+00 M  
 VELOCITY..... = .67500000E+02 M/S

Y /M/  
 -.45000000E+01 -.44454177E+01 -.42843605E+01 -.40206402E+01 -.36612828E+01 -.32160924E+01 -.26977581E+01 -.21223332E+01  
 -.15106252E+01 -.88994655E+00 -.24102419E+00 .00000000E+00 .00000000E+00 .24102419E+00 .88994655E+00 .15106252E+01  
 .21223332E+01 .26977581E+01 .32160924E+01 .36612828E+01 .40206402E+01 .42843605E+01 .44454177E+01 .45000000E+01

CN  
 .00000000E+00 -.10043041E+00 -.11328223E+00 -.98173202E-01 -.34291562E-01 .12882633E+00 .57736581E+00 .71397602E+00  
 .78476638E+00 .83721475E+00 .87471142E+00 .87768655E+00 .87768655E+00 .87471142E+00 .86402598E+00 .84018286E+00  
 .82729059E+00 .83222731E+00 .10129079E+01 .99230628E+00 .89082745E+00 .70384434E+00 .39385394E+00 .00000000E+00

CT  
 .00000000E+00 .23769712E-01 .24527884E-01 .21685067E-01 .11531041E-01 -.18456789E-01 -.25322070E-01 -.43393953E-01  
 -.49942269E-01 -.46795790E-01 .93671014E-02 .24956954E-01 .24956954E-01 .93671014E-02 -.50735457E-01 -.62181199E-01  
 -.67426935E-01 -.80278880E-01 -.20754382E-01 -.31508686E-01 -.17970250E-01 .48365341E-02 .19307039E-01 .00000000E+00

CM 25. %  
 .00000000E+00 .10715770E+00 .11385960E+00 .10901040E+00 .94585200E-01 .57364600E-01 -.43084980E-01 -.67313030E-01  
 -.77132780E-01 -.82069610E-01 -.85179200E-01 -.85150617E-01 -.85150617E-01 -.85179200E-01 -.87649960E-01 -.90204280E-01  
 -.94520410E-01 -.10485840E+00 -.15785190E+00 -.17262000E+00 -.17740100E+00 -.17819400E+00 -.17306210E+00 .00000000E+00

NORMAL SHEARING FORCE /KG/

.00000000E+00	-.72072362E+00	-.50252678E+01	-.12264861E+02	-.18954349E+02	-.13938216E+02	.37159904E+02	.15576969E+03
.31072121E+03	.49178198E+03	.70408876E+03	.78810457E+03	.12468090E+04	.11629427E+04	.94741601E+03	.75772940E+03
.58594946E+03	.43527223E+03	.29565902E+03	.16961302E+03	.79169560E+02	.25112433E+02	.27772040E+01	.00000000E+00

NORMAL BENDING MOMENT /KGM/

.00000000E+00	-.13584746E-01	-.46811551E+00	-.27644686E+01	-.85469324E+01	-.16633197E+02	-.13734318E+02	.40217147E+02
.18164384E+03	.42951448E+03	.81633470E+03	.99612005E+03	.25595157E+04	.22691534E+04	.15852691E+04	.10569714E+04
.64670067E+03	.35330582E+03	.16304806E+03	.59838654E+02	.15557118E+02	.21255814E+01	.51932307E-01	.00000000E+00

TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/

.00000000E+00	.17101280E+00	.11373769E+01	.27086145E+01	.43463190E+01	.40975170E+01	.83967806E+00	-.52610221E+01
-.15057539E+02	-.26014372E+02	-.31692284E+02	-.29802125E+02	-.58208406E+02	-.60107565E+02	-.54046818E+02	-.41365615E+02
-.27903514E+02	-.14598612E+02	-.59178091E+01	-.23546042E+01	.16785343E+00	.61921236E+00	.14176679E+00	.00000000E+00

TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/

.00000000E+00	.32270256E-02	.10788621E+00	.61794794E+00	.19122450E+01	.39309657E+01	.52649535E+01	.41695317E+01
-.19442693E+01	-.14692259E+02	-.34150386E+02	-.41591960E+02	-.12223725E+03	-.10794799E+03	-.70123422E+02	-.40421366E+02
-.19223986E+02	-.69248325E+01	-.20252696E+01	-.14140251E+00	.20931574E+00	.71552156E-01	.26991816E-02	.00000000E+00

TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/

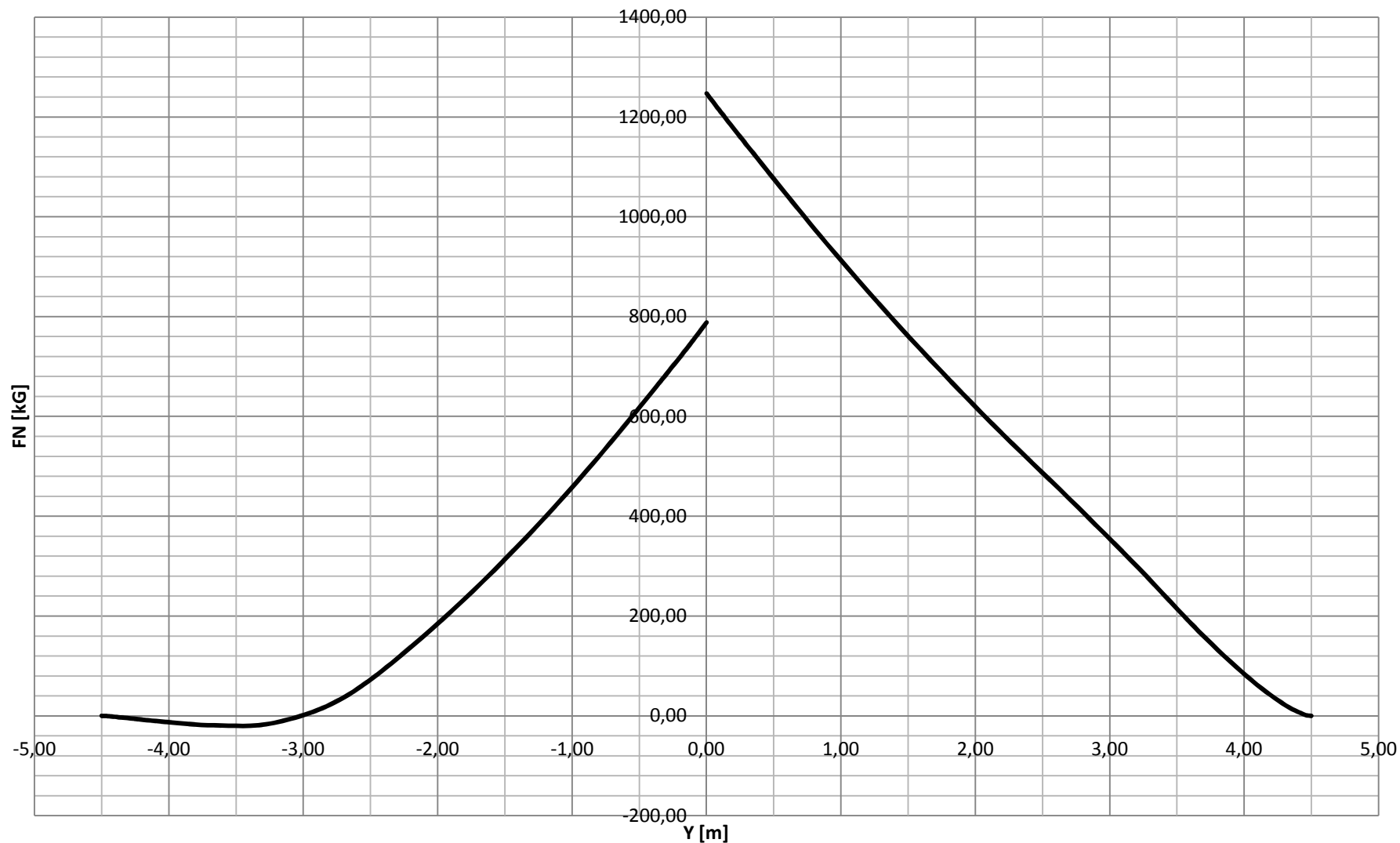
.00000000E+00	.65820509E+00	.44884736E+01	.11188879E+02	.20296094E+02	.29763497E+02	.31562943E+02	.20115904E+02
.23491468E+01	-.20075812E+02	-.47884605E+02	-.59277908E+02	-.18266878E+03	-.17131211E+03	-.14265995E+03	-.11768544E+03
-.95172899E+02	-.75161139E+02	-.53675070E+02	-.33383429E+02	-.17795329E+02	-.71293199E+01	-.10639372E+01	.00000000E+00



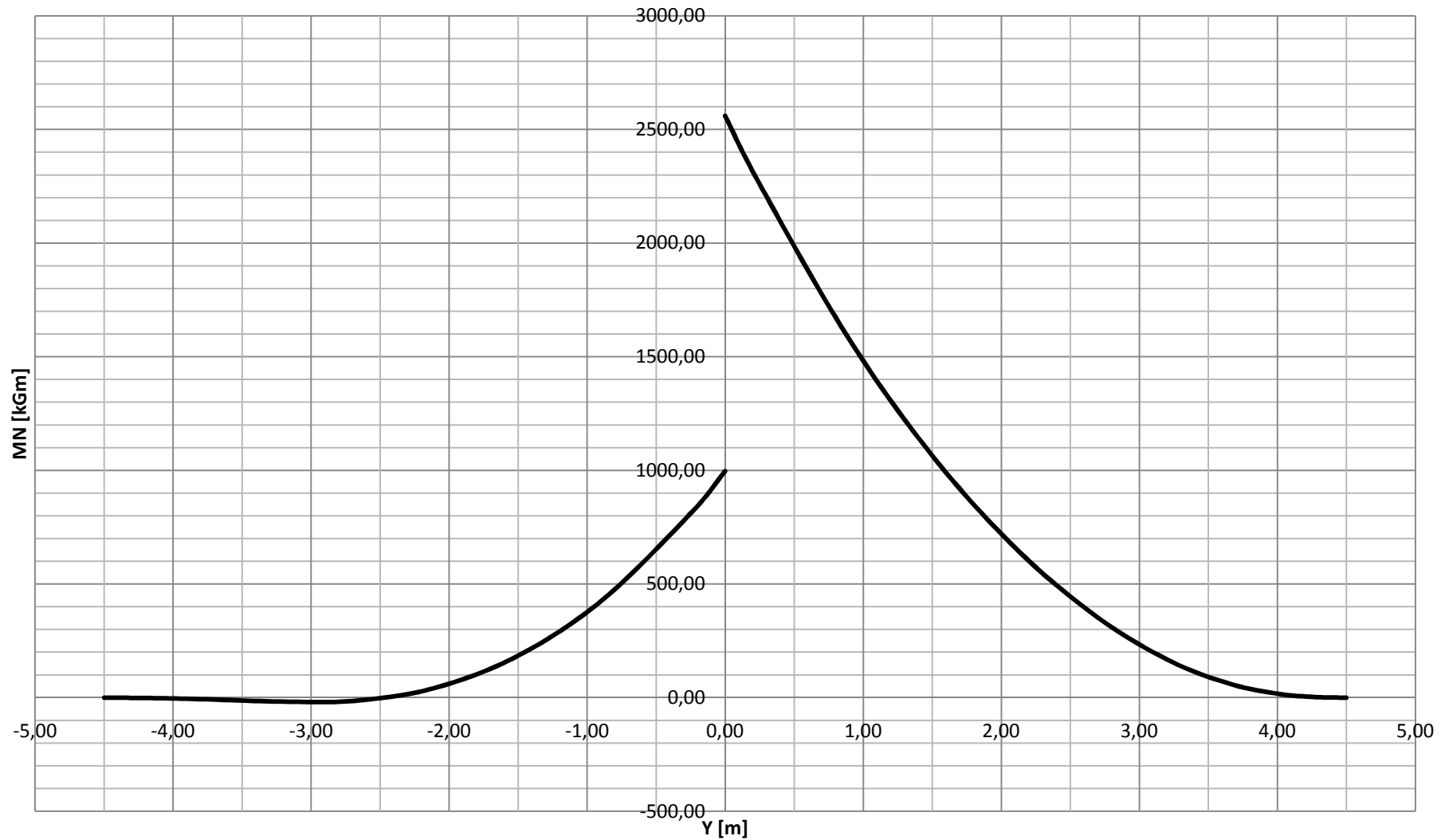
**AT5 VC=243 km/h n=2.53 L=(-14.205; 9.470) E>0**

YZ /M/							
-.45000000E+01	-.43150000E+01	-.41150000E+01	-.39150000E+01	-.37150000E+01	-.35350000E+01	-.33350000E+01	-.31750000E+01
-.29950000E+01	-.27620000E+01	-.25300000E+01	-.23420000E+01	-.21550000E+01	-.18980000E+01	-.16410000E+01	-.14450000E+01
-.12450000E+01	-.10450000E+01	-.85500000E+00	-.65500000E+00	-.45000000E+00	-.20000000E+00	.00000000E+00	.00000000E+00
.20000000E+00	.45000000E+00	.65500000E+00	.85500000E+00	.10450000E+01	.12450000E+01	.14450000E+01	.16410000E+01
.18980000E+01	.21550000E+01	.23420000E+01	.25300000E+01	.27620000E+01	.29950000E+01	.31750000E+01	.33350000E+01
.35350000E+01	.37150000E+01	.39150000E+01	.41150000E+01	.43150000E+01	.45000000E+01		
AERODYNAMIC NORMAL SHEARING FORCE /KG/							
.00000000E+00	-.41645113E+01	-.97708150E+01	-.14792849E+02	-.18361689E+02	-.19523590E+02	-.17400446E+02	-.12263270E+02
-.81767313E+00	.26553536E+02	.68320650E+02	.10670124E+03	.14820396E+03	.20973411E+03	.27565399E+03	.32877532E+03
.38541411E+03	.44443428E+03	.50264101E+03	.56608279E+03	.63333041E+03	.71823003E+03	.78810457E+03	.12468090E+04
.11770726E+04	.10918506E+04	.10236262E+04	.95861239E+03	.89841872E+03	.83684346E+03	.77700333E+03	.71994787E+03
.64736814E+03	.57714753E+03	.52737377E+03	.47830939E+03	.41885144E+03	.35761322E+03	.30753585E+03	.26115657E+03
.20428301E+03	.15525035E+03	.10425887E+03	.58189155E+02	.19917296E+02	.00000000E+00		
AERODYNAMIC NORMAL BENDING MOMENT /KGM/							
.00000000E+00	-.32736226E+00	-.17234598E+01	-.41966398E+01	-.75438659E+01	-.10989797E+02	-.14751775E+02	-.17172597E+02
-.18457694E+02	-.15773019E+02	-.49290190E+01	.11467972E+02	.35252469E+02	.81151179E+02	.14343129E+03	.20262596E+03
.27400462E+03	.35695037E+03	.44689011E+03	.55372606E+03	.67662837E+03	.84550916E+03	.99612005E+03	.25595157E+04
.23171518E+04	.20335809E+04	.18167711E+04	.16185735E+04	.14421822E+04	.12686857E+04	.11073291E+04	.96065281E+03
.78500522E+03	.62770343E+03	.52444657E+03	.42992688E+03	.32586982E+03	.23534986E+03	.17544204E+03	.12994632E+03
.83434584E+02	.51114404E+02	.25233511E+02	.90893762E+01	.14367204E+01	.00000000E+00		
AERODYNAMIC TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/							
.00000000E+00	.95008601E+00	.21632262E+01	.32768987E+01	.41639988E+01	.46361804E+01	.45525610E+01	.38776370E+01
.28574002E+01	.13221951E+01	-.57587514E+00	-.24862195E+01	-.48063374E+01	-.86148939E+01	-.12818450E+02	-.16203610E+02
-.19743885E+02	-.23298285E+02	-.26609930E+02	-.29558136E+02	-.31443736E+02	-.31500886E+02	-.29802125E+02	-.58208406E+02
-.59915479E+02	-.59832415E+02	-.57844648E+02	-.54691210E+02	-.51058448E+02	-.47004886E+02	-.42779971E+02	-.38525810E+02
-.32858720E+02	-.27183288E+02	-.22993554E+02	-.18637760E+02	-.13061456E+02	-.84095749E+01	-.62066377E+01	-.51081298E+01
-.34527319E+01	-.19012223E+01	-.41482692E+00	.50720889E+00	.57192146E+00	.00000000E+00		

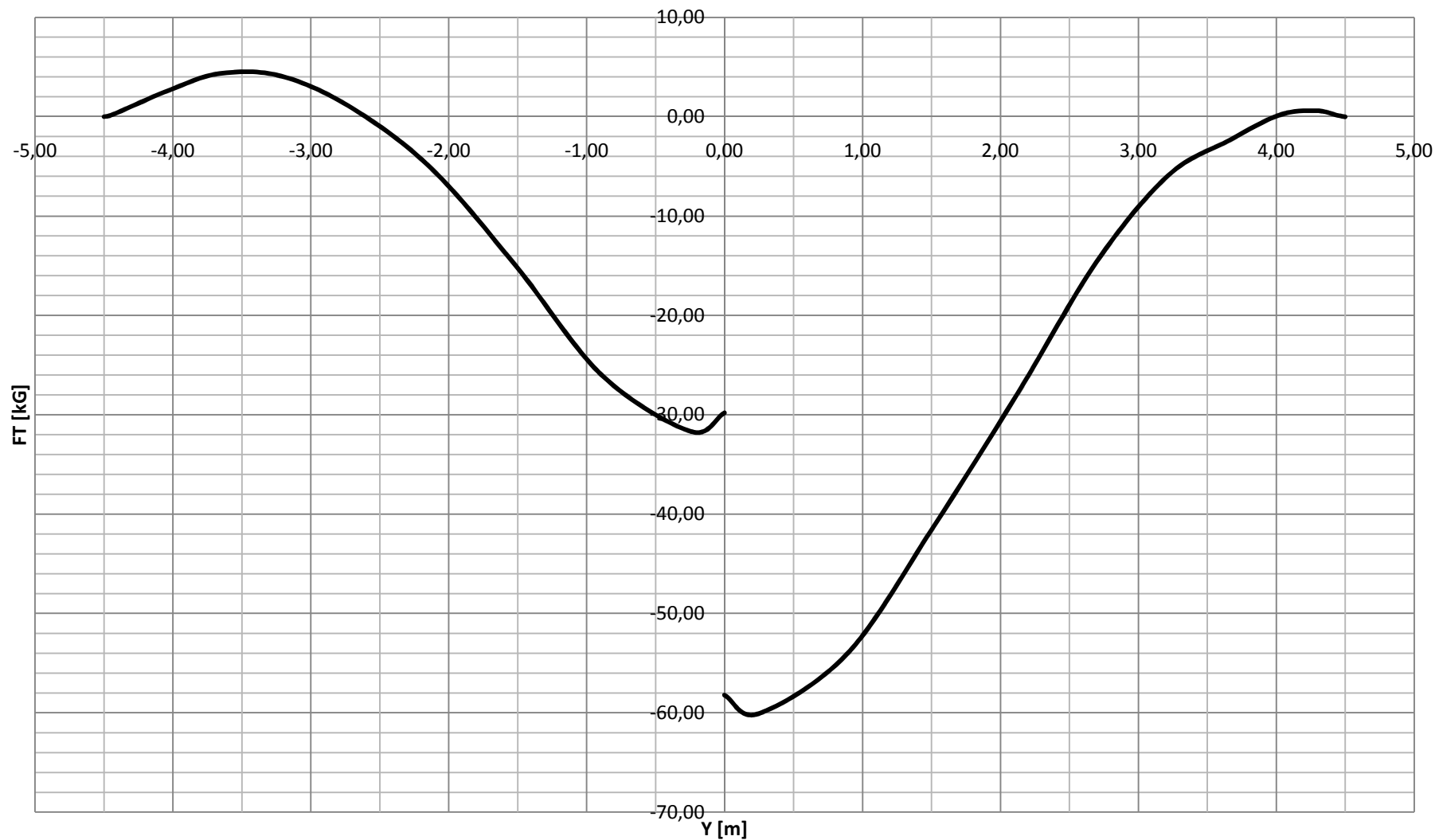
AERODYNAMIC TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/							
.00000000E+00	.75908801E-01	.38787083E+00	.93457350E+00	.16835467E+01	.24817478E+01	.34132909E+01	.40948374E+01
.47026023E+01	.51953528E+01	.52904563E+01	.50085835E+01	.43339233E+01	.26194919E+01	-.12772181E+00	-.29699711E+01
-.65638615E+01	-.10868477E+02	-.15611834E+02	-.21243261E+02	-.27519533E+02	-.35446879E+02	-.41591960E+02	-.12223725E+03
-.11041019E+03	-.95380772E+02	-.83293703E+02	-.72023500E+02	-.61973004E+02	-.52163347E+02	-.43182467E+02	-.35213073E+02
-.26038951E+02	-.18324223E+02	-.13630773E+02	-.97148692E+01	-.60368161E+01	-.35679583E+01	-.22740847E+01	-.13678849E+01
-.50788142E+00	-.27160851E-01	.19780945E+00	.17589761E+00	.53251740E-01	.00000000E+00		
AERODYNAMIC TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/							
.00000000E+00	.37302193E+01	.87700525E+01	.13901539E+02	.18968398E+02	.23309932E+02	.27603712E+02	.30417446E+02
.32433128E+02	.32299186E+02	.28893085E+02	.25228406E+02	.20929242E+02	.14145461E+02	.65241982E+01	.17353063E+00
-.67420416E+01	-.14086975E+02	-.21460975E+02	-.29637033E+02	-.38452668E+02	-.49787969E+02	-.59277908E+02	-.18266878E+03
-.17321269E+03	-.16179697E+03	-.15272979E+03	-.14413613E+03	-.13620098E+03	-.12808695E+03	-.12021567E+03	-.11272992E+03
-.10321686E+03	-.94019907E+02	-.87470590E+02	-.80949833E+02	-.72872213E+02	-.63530309E+02	-.55551500E+02	-.48219578E+02
-.39079806E+02	-.30988244E+02	-.22263979E+02	-.13895087E+02	-.59412258E+01	.00000000E+00		



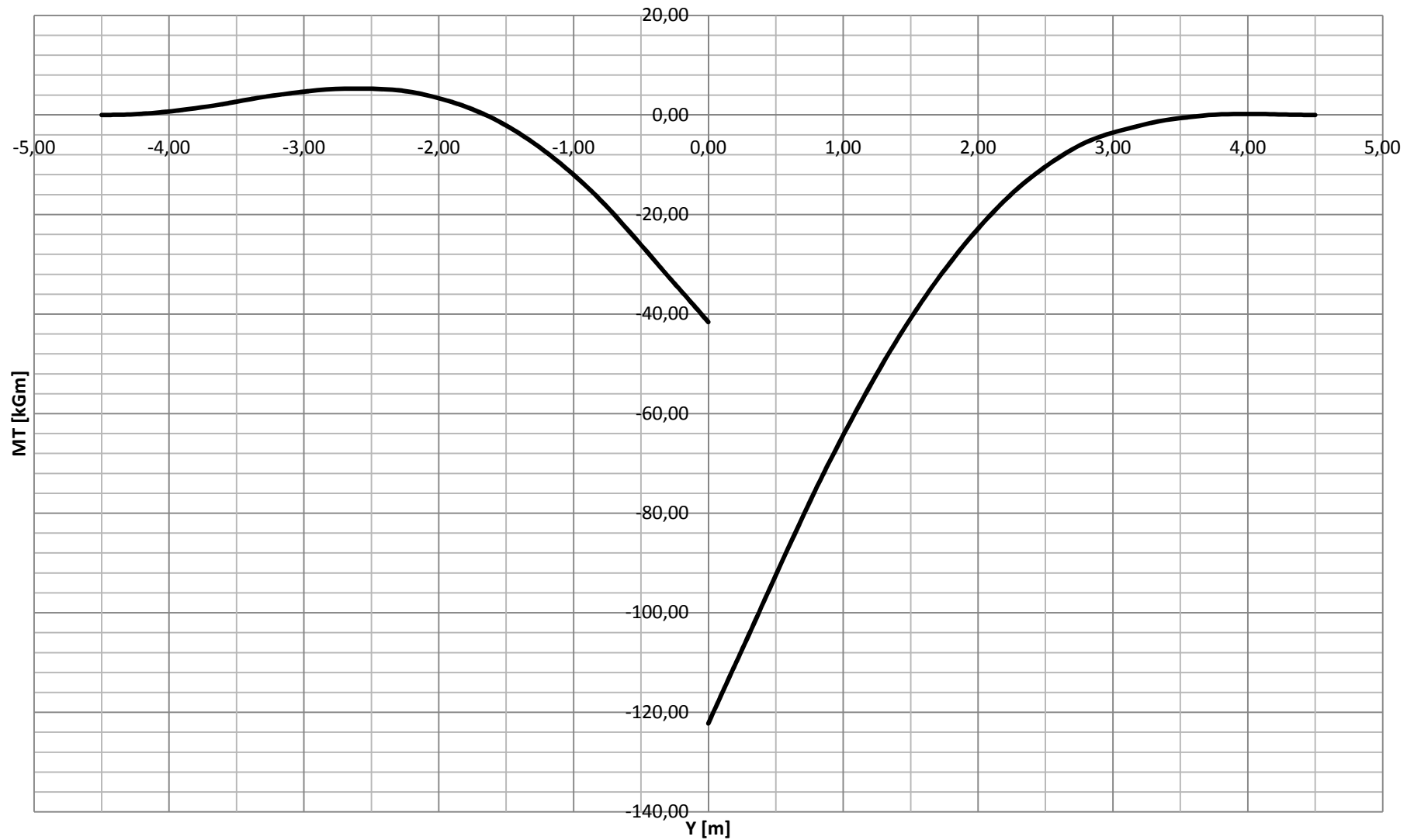
Rys. 3.11. Rozkład aerodyn. siły FN [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt C obwiedni obciążeń  $V=243$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek:  $+9.470^\circ$  w dół, i  $-14.205^\circ$  w górę (wyliczone przy ustalonej prędkości kątowej)



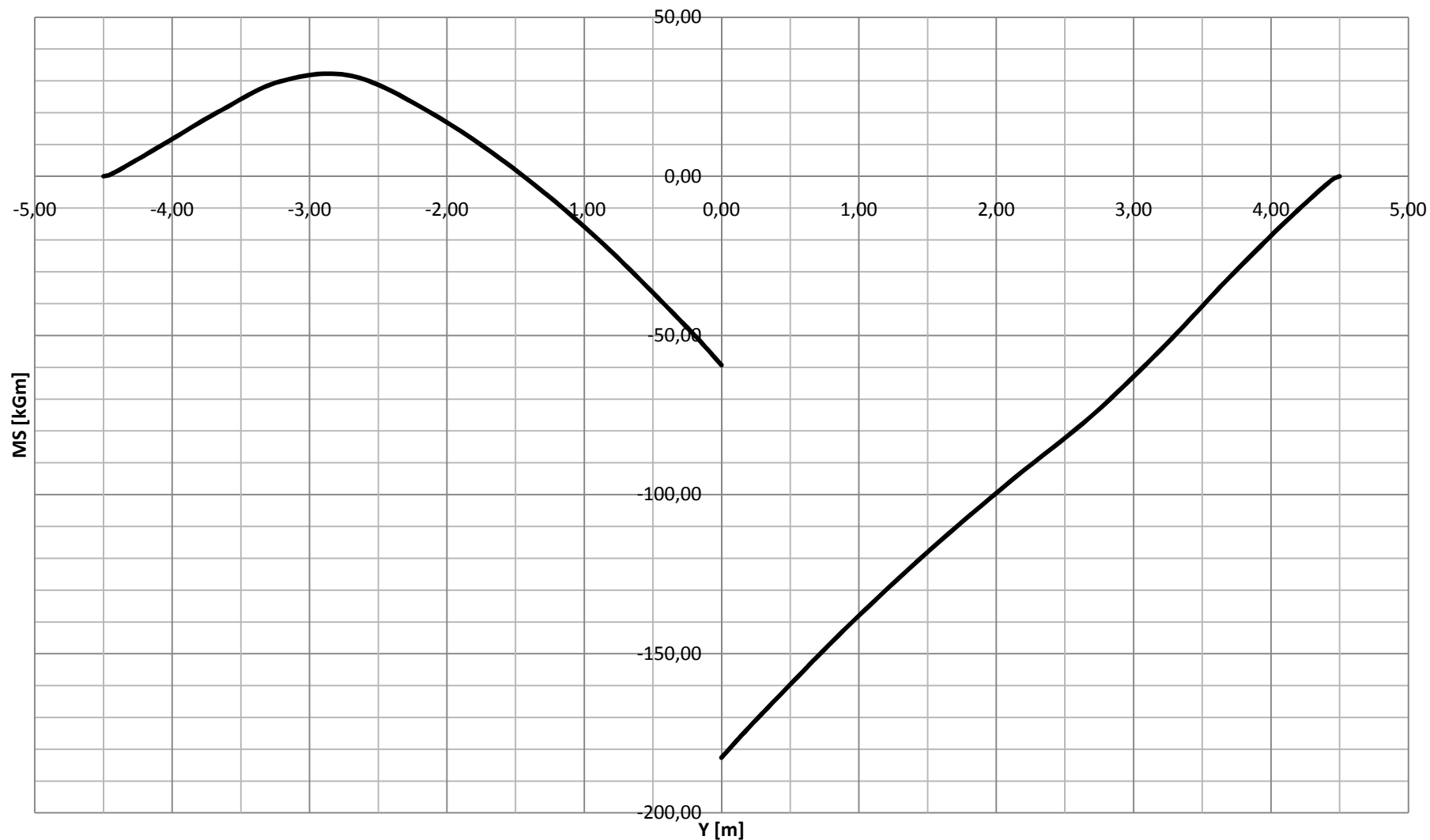
Rys. 3.12. Rozkład aerodyn. momentu MN [kGm] wzdłuż. AT5 – punkt C obwiedni obciążeń  $V=243$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek:  $+9.470^\circ$  w dół, i  $-14.205^\circ$  w górę (wyliczone przy ustalonej prędkości kątowej)



Rys. 3.13. Rozkład aerodyn. siły FT [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt C obwiedni obciążeń  $V=243$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek:  $+9.470^\circ$  w dół, i  $-14.205^\circ$  w górę (wyliczone przy ustalonej prędkości kątowej)



Rys. 3.14. Rozkład aerodyn. momentu MT [kGm] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt C obwiedni obciążeń  $V=243$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek:  $+9.470^\circ$  w dół, i  $-14.205^\circ$  w górę (wylczone przy ustalonej prędkości kątowej)



Rys. 3.15. Rozkład aerodyn. momentu  $MS$  [kGm] względem 25% cięciwy wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt C obwiedni obciążeń  $V=243$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek:  $+9.470^\circ$  w dół, i  $-14.205^\circ$  w górę (wyliczone przy ustalonej prędkości kątowej)

**3.1.4 Punkt C krzywej wyrwania  $V = V_C = 243 \text{ km/h}$   $n = 2.533$ ;  $p_C > 0$ ;  $\varepsilon_C = 0$** 

Założenia:

- \* Prędkość lotu samolotu  $V = V_C = 243 \text{ km/h} = 67.5 \text{ m/s}$
- \* Współczynnik obciążeń dopuszczalnych normalny do osi samolotu  $n = 2.533$
- \* Ciąg = 0
- \* Przyspieszenie kątowe względem osi X  $\varepsilon_x = 0$
- \* Prędkość kąтова względem osi X  $p = -0.864885 \text{ 1/s}$

Metodą iteracyjną wyznaczono:

- \* Kąt wychylenia lotek  $9.470^\circ$  w dół,  $-14.205^\circ$  w górę przy prędkości przechylenia wyznaczonej dla przypadku obciążeń od wychylonych lotek przy prędkości  $V_A$   $p = -0.864885 \text{ 1/s}$

Zgodnie z wymaganiami CS-VLA.455 przyjęto, że prędkość kąтова względem osi x wynosi

$$p = p_C = p_A = -0.864885 \text{ 1/s}$$

$$pv = \frac{p \cdot b}{2 \cdot V}$$

$$pv = p_C \times 9 / (2 \times 67.5) = -0.057659$$

Siły działające na samolot:

- \* Masa samolotu  $Q = 780 \text{ kg}$
- \* Siła wypadkowa przyłożona w SC samolotu  $P_z = n \times Q = 1975.74 \text{ kG}$
- \* Siła do równowagi na usterzeniu poziomym  $P_{ZH0} = -59.61 \text{ kG}$
- Siła wypadkowa na skrzydłach:  
normalna do osi x samolotu

$$P_{ZN} = 1975.74 - (-59.61) = \mathbf{2035.35 \text{ kG}}$$

Dla ujemnego kąta zaklinowania skrzydła mamy

$$P_{ZN} = P_{NC} \times \cos(\alpha_z) - P_{TC} \times \sin(\alpha_z)$$

$$P_{XT} = P_{NC} \times \sin(\alpha_z) + P_{TC} \times \cos(\alpha_z)$$

Siły  $P_{ZN}$  na skrzydle odpowiadają składowe  $P_{NC}$  i  $P_{TC}$  obliczone na podstawie charakterystyk aerodynamicznych skrzydła:

$$P_{NCL} = 1067.2028 \text{ kG}$$

$$P_{NCP} = 967.63788 \text{ kG}$$



$$P_{TCL} = -49.01001 \text{ kG}$$

$$P_{TCP} = -59.47 \text{ kG}$$

$$P_{ZNL} = P_{NCL} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCL}) \times \sin(0.3^\circ) = 1067.4448 \text{ kG}$$

$$P_{ZNP} = P_{NCP} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCP}) \times \sin(0.3^\circ) = 967.935999 \text{ kG}$$

$$P_{ZN} = P_{ZNL} + P_{ZNP} = 1067.4448 + 967.935999 = 2035.3808 \text{ kG}$$

$$P_{XTL} = P_{NCL} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCL}) \times \cos(0.3^\circ) = -43.4215 \text{ kG}$$

$$P_{XTP} = P_{NCP} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCP}) \times \cos(0.3^\circ) = -54.40266 \text{ kG}$$

Moment pochylający na skrzydłach w płaszczyźnie symetrii samolotu względem 25%SCA wynosi:

$$M_{SL} = -62.975916 \text{ kGm}$$

$$M_{SP} = -179.19732 \text{ kGm}$$

Iteracyjnie dobrane wychylenie lotek dla spełnienia warunku prędkości kątowej względem osi x  $p = p_C = -0.564885 \text{ 1/s}$  wynosi:

**+9.470° w dół i -14.205° w górę.**



NORMAL SHEARING FORCE /KG/

.00000000E+00	.49535982E+00	.56145261E+01	.19992620E+02	.47500462E+02	.96837959E+02	.19749106E+03	.36266268E+03
.55715175E+03	.76488835E+03	.98555859E+03	.10672028E+04	.96763788E+03	.88510391E+03	.68196926E+03	.51853057E+03
.38474494E+03	.27838512E+03	.18549871E+03	.10340947E+03	.46645089E+02	.14205242E+02	.14887494E+01	.00000000E+00

NORMAL BENDING MOMENT /KGM/

.00000000E+00	.91822410E-02	.44306670E+00	.37036357E+01	.15576338E+02	.46885417E+02	.12034527E+03	.28032002E+03
.56099727E+03	.97088196E+03	.15389332E+04	.17862823E+04	.17863052E+04	.15630612E+04	.10563186E+04	.68532336E+03
.41031741E+03	.22026131E+03	.99589092E+02	.35605197E+02	.89825554E+01	.11810178E+01	.27785131E-01	.00000000E+00

TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/

.00000000E+00	-.79811733E-02	-.30838555E+00	-.15354672E+01	-.44588126E+01	-.10869347E+02	-.17343438E+02	-.23854479E+02
-.33649384E+02	-.44034790E+02	-.49773425E+02	-.49010008E+02	-.59470000E+02	-.60333117E+02	-.53052869E+02	-.40726320E+02
-.28760868E+02	-.17936364E+02	-.10278875E+02	-.56580758E+01	-.22353372E+01	-.51455278E+00	-.37401193E-01	.00000000E+00

TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/

.00000000E+00	-.13222048E-03	-.19334899E-01	-.24599343E+00	-.12784277E+01	-.45400901E+01	-.12106370E+02	-.23790553E+02
-.41281500E+02	-.65451517E+02	-.96426912E+02	-.10835568E+03	-.12814723E+03	-.11368531E+03	-.76222802E+02	-.47087108E+02
-.25868424E+02	-.12444935E+02	-.53332936E+01	-.17743010E+01	-.37892411E+00	-.38358028E-01	-.68625242E-03	.00000000E+00

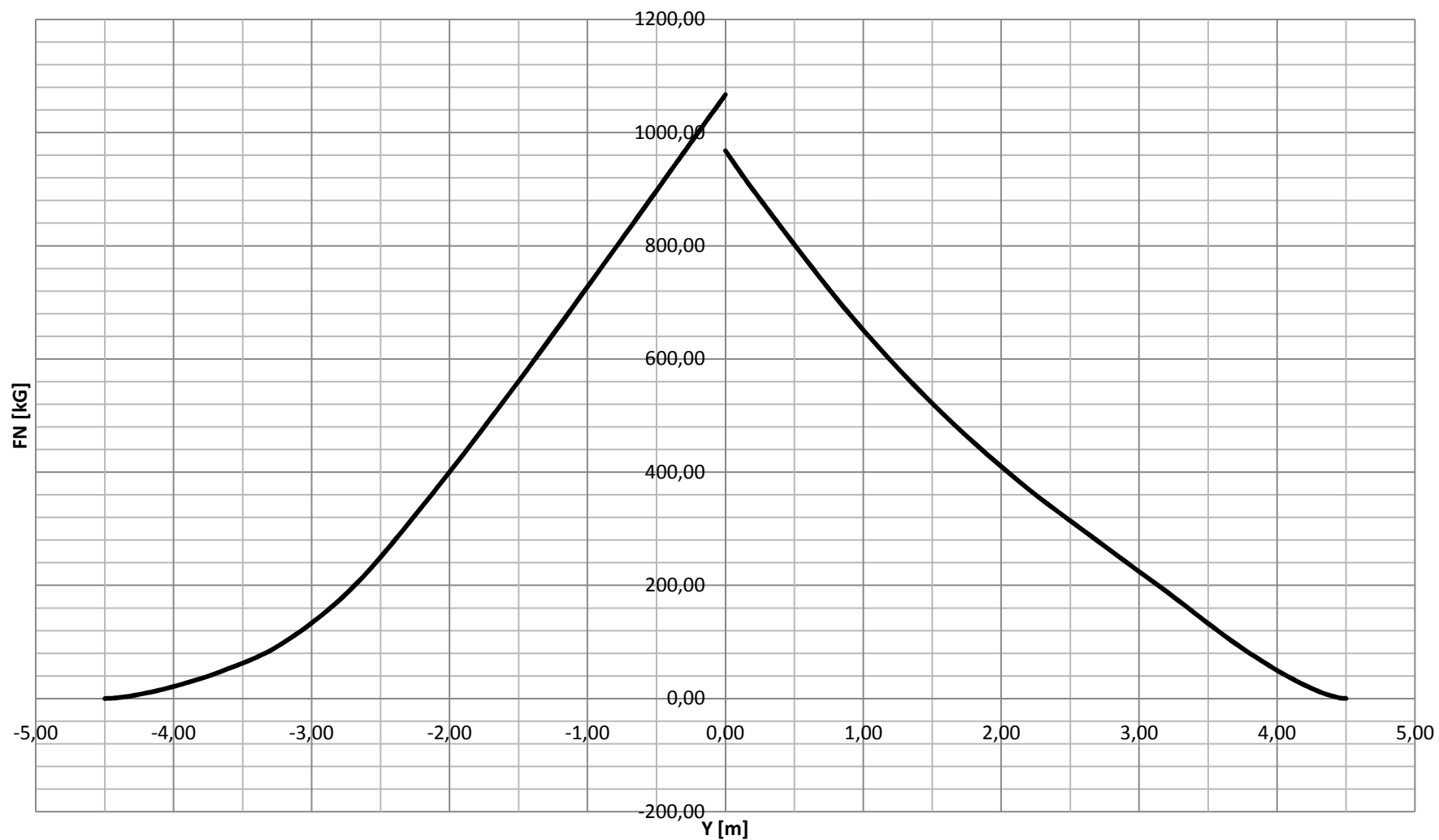
TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/

.00000000E+00	.63489548E+00	.42969918E+01	.10646003E+02	.19252996E+02	.28188047E+02	.29494230E+02	.17489853E+02
-.81360438E+00	-.23642647E+02	-.51607037E+02	-.62975916E+02	-.17919732E+03	-.16784896E+03	-.13934856E+03	-.11471954E+03
-.92697555E+02	-.73253689E+02	-.52391452E+02	-.32632432E+02	-.17390600E+02	-.69640616E+01	-.10409466E+01	.00000000E+00

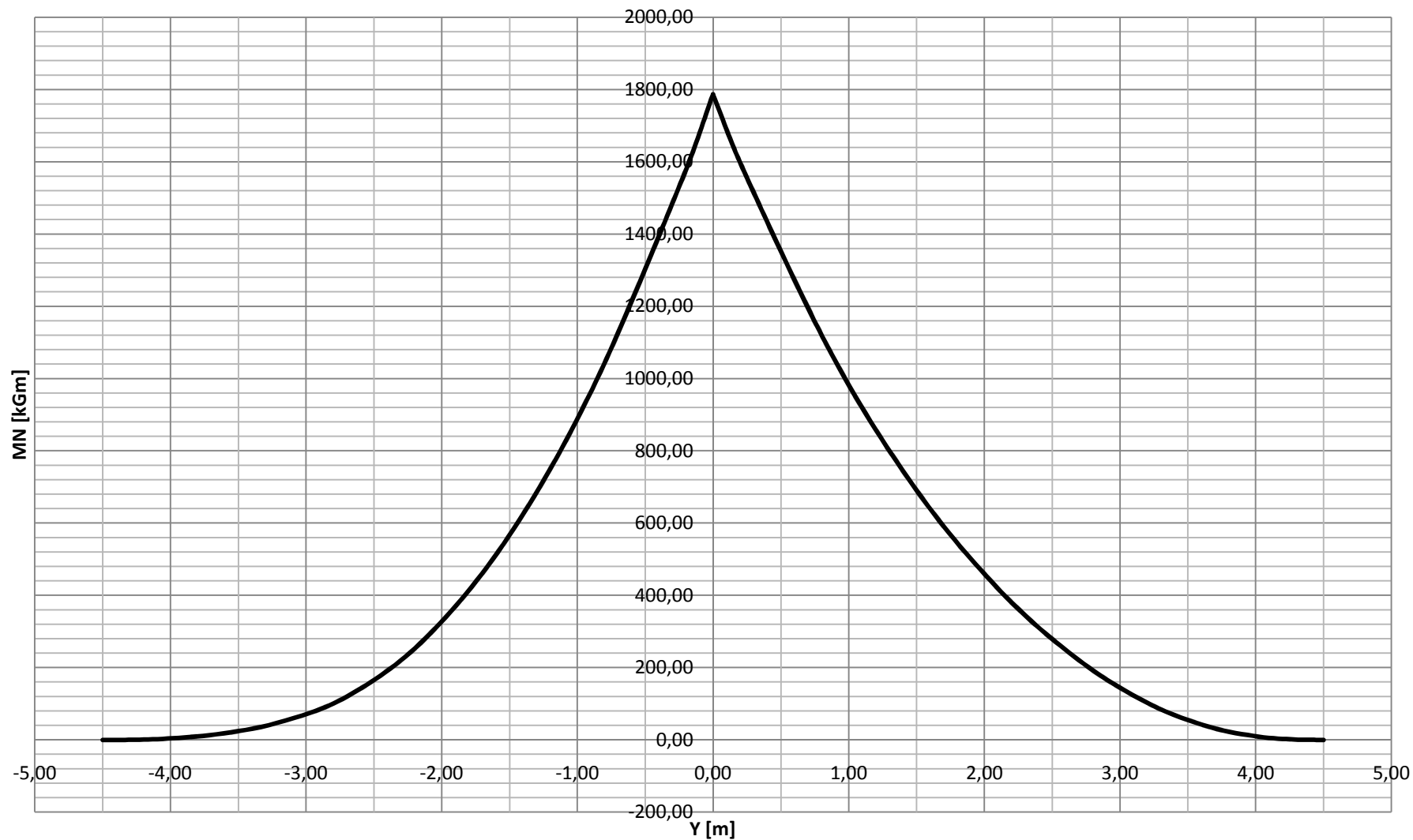
**AT5 VC=243 km/h n=2.53 L=(-14.205; 9.470) p>0**

YZ /M/								
-.45000000E+01	-.43150000E+01	-.41150000E+01	-.39150000E+01	-.37150000E+01	-.35350000E+01	-.33350000E+01	-.31750000E+01	
-.29950000E+01	-.27620000E+01	-.25300000E+01	-.23420000E+01	-.21550000E+01	-.18980000E+01	-.16410000E+01	-.14450000E+01	
-.12450000E+01	-.10450000E+01	-.85500000E+00	-.65500000E+00	-.45000000E+00	-.20000000E+00	.00000000E+00	.00000000E+00	
.20000000E+00	.45000000E+00	.65500000E+00	.85500000E+00	.10450000E+01	.12450000E+01	.14450000E+01	.16410000E+01	
.18980000E+01	.21550000E+01	.23420000E+01	.25300000E+01	.27620000E+01	.29950000E+01	.31750000E+01	.33350000E+01	
.35350000E+01	.37150000E+01	.39150000E+01	.41150000E+01	.43150000E+01	.45000000E+01			
AERODYNAMIC NORMAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	.43205535E+01	.14244605E+02	.27185847E+02	.42860970E+02	.59328443E+02	.81415615E+02	.10264139E+03	
.13191011E+03	.18119008E+03	.24300143E+03	.29673752E+03	.35266937E+03	.43247853E+03	.51466682E+03	.57871668E+03	
.64509834E+03	.71232223E+03	.77677668E+03	.84493482E+03	.91476796E+03	.99937997E+03	.10672028E+04	.96763788E+03	
.89899327E+03	.81624376E+03	.75184938E+03	.69209532E+03	.63826194E+03	.58478214E+03	.53440987E+03	.48790142E+03	
.43095078E+03	.37827295E+03	.34230714E+03	.30785341E+03	.26730294E+03	.22644953E+03	.19333969E+03	.16279242E+03	
.12572739E+03	.94238883E+02	.62124909E+02	.33893408E+02	.11177036E+02	.00000000E+00			
AERODYNAMIC NORMAL BENDING MOMENT /KGM/								
.00000000E+00	.29119958E+00	.20934640E+01	.61887126E+01	.13150133E+02	.22306143E+02	.36306004E+02	.50982948E+02	
.71992659E+02	.10818855E+03	.15725912E+03	.20795216E+03	.26863638E+03	.36947239E+03	.49113358E+03	.59826747E+03	
.72063328E+03	.85636298E+03	.99781987E+03	.11599888E+04	.13403617E+04	.15796485E+04	.17862823E+04	.17863052E+04	
.15996564E+04	.13853469E+04	.12246713E+04	.10803278E+04	.95399140E+03	.83174018E+03	.71987138E+03	.61972980E+03	
.50175231E+03	.39785489E+03	.33050864E+03	.26941869E+03	.20273316E+03	.14518164E+03	.10737319E+03	.78885337E+02	
.50062720E+02	.30297572E+02	.14717985E+02	.51919082E+01	.79280697E+00	.00000000E+00			
AERODYNAMIC TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	-.21630530E+00	-.10100552E+01	-.22410487E+01	-.39263017E+01	-.58808462E+01	-.87447408E+01	-.11635106E+02	
-.14374282E+02	-.16809560E+02	-.18866343E+02	-.20960324E+02	-.23396908E+02	-.27213552E+02	-.31421695E+02	-.34782431E+02	
-.38229143E+02	-.41579049E+02	-.44561553E+02	-.47210630E+02	-.49073854E+02	-.49741844E+02	-.49010008E+02	-.59470000E+02	
-.60293918E+02	-.59431803E+02	-.57056296E+02	-.53713213E+02	-.50043432E+02	-.46073707E+02	-.42050266E+02	-.38116158E+02	
-.33073303E+02	-.28138516E+02	-.24598022E+02	-.21068675E+02	-.16760916E+02	-.12964854E+02	-.10697252E+02	-.90884958E+01	
-.69873430E+01	-.51037686E+01	-.31564932E+01	-.15069210E+01	-.38563831E+00	.00000000E+00			

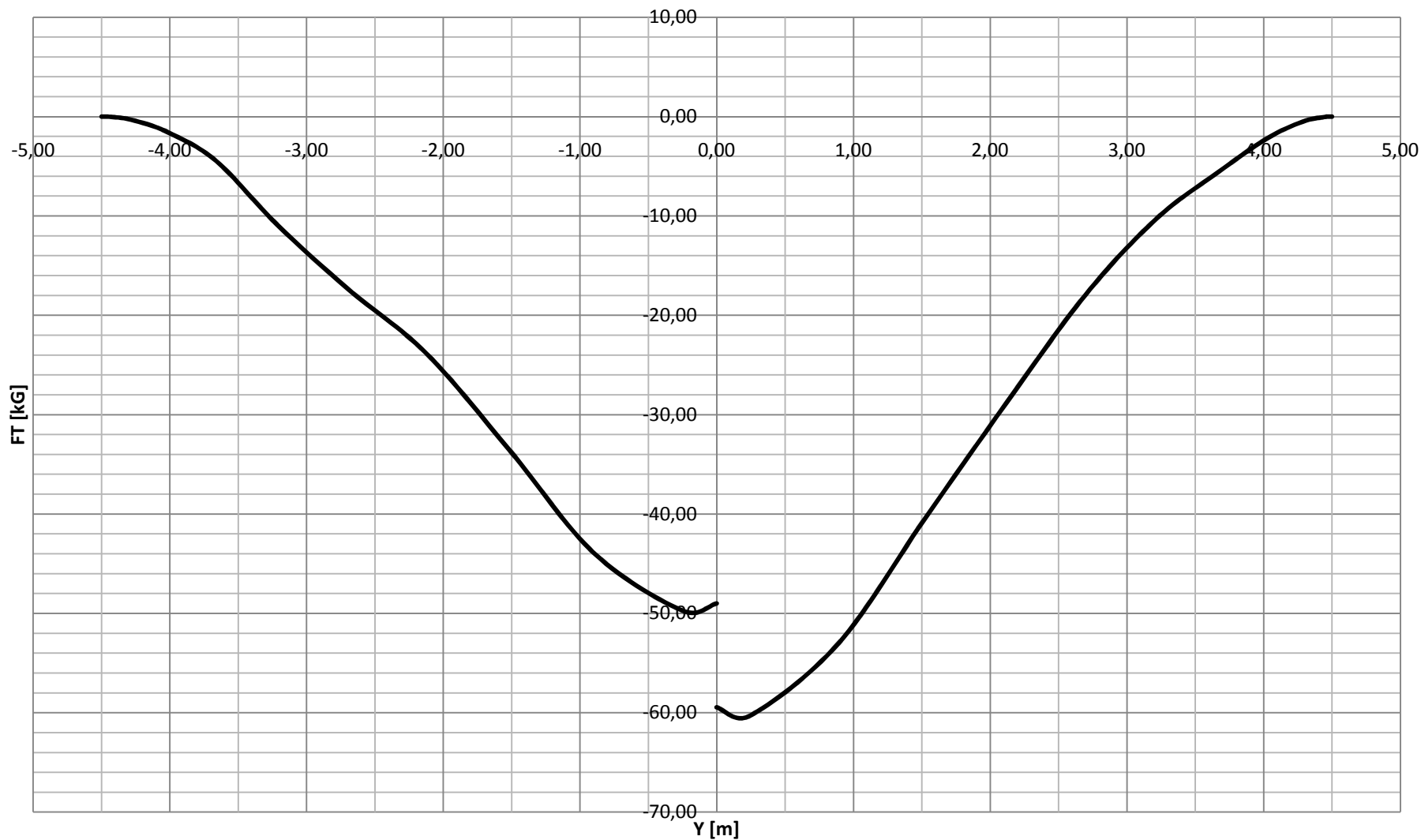
AERODYNAMIC TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/							
.00000000E+00	-.11334853E-01	-.12666503E+00	-.44436622E+00	-.10533690E+01	-.19284790E+01	-.33773702E+01	-.50026690E+01
-.73574736E+01	-.11009135E+02	-.15138775E+02	-.18876456E+02	-.23018801E+02	-.29512042E+02	-.37040149E+02	-.43526908E+02
-.50828732E+02	-.58812126E+02	-.66999632E+02	-.76188221E+02	-.86074621E+02	-.98468367E+02	-.10835568E+03	-.12814723E+03
-.11615986E+03	-.10114071E+03	-.89179091E+02	-.78088409E+02	-.68229132E+02	-.58616121E+02	-.49803225E+02	-.41947995E+02
-.32802812E+02	-.24939067E+02	-.20008749E+02	-.15716469E+02	-.11330667E+02	-.78836419E+01	-.57641372E+01	-.41811432E+01
-.25724863E+01	-.14852948E+01	-.66292989E+00	-.20322425E+00	-.24610409E-01	.00000000E+00		
AERODYNAMIC TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/							
.00000000E+00	.35759353E+01	.83572280E+01	.13210201E+02	.17997738E+02	.22102283E+02	.26155416E+02	.28800914E+02
.30643665E+02	.30291875E+02	.26661547E+02	.22813867E+02	.18334342E+02	.11311111E+02	.34667352E+01	-.30399599E+01
-.10099953E+02	-.17571056E+02	-.25044420E+02	-.33299423E+02	-.42163979E+02	-.53507580E+02	-.62975916E+02	-.17919732E+03
-.16974794E+03	-.15835704E+03	-.14933677E+03	-.14081078E+03	-.13295892E+03	-.12495147E+03	-.11720503E+03	-.10985795E+03
-.10054768E+03	-.91573985E+02	-.85199714E+02	-.78866135E+02	-.71035454E+02	-.61969999E+02	-.54216197E+02	-.47084182E+02
-.38185024E+02	-.30295132E+02	-.21764588E+02	-.13574131E+02	-.58049919E+01	.00000000E+00		



Rys. 3.16. Rozkład aerodyn. siły FN [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt C obwiedni obciążeń V=243 km/h, n=2.533, p>0, ε=0. Wychylenie lotek: +9.470° w dół, i -14.205° w górę.

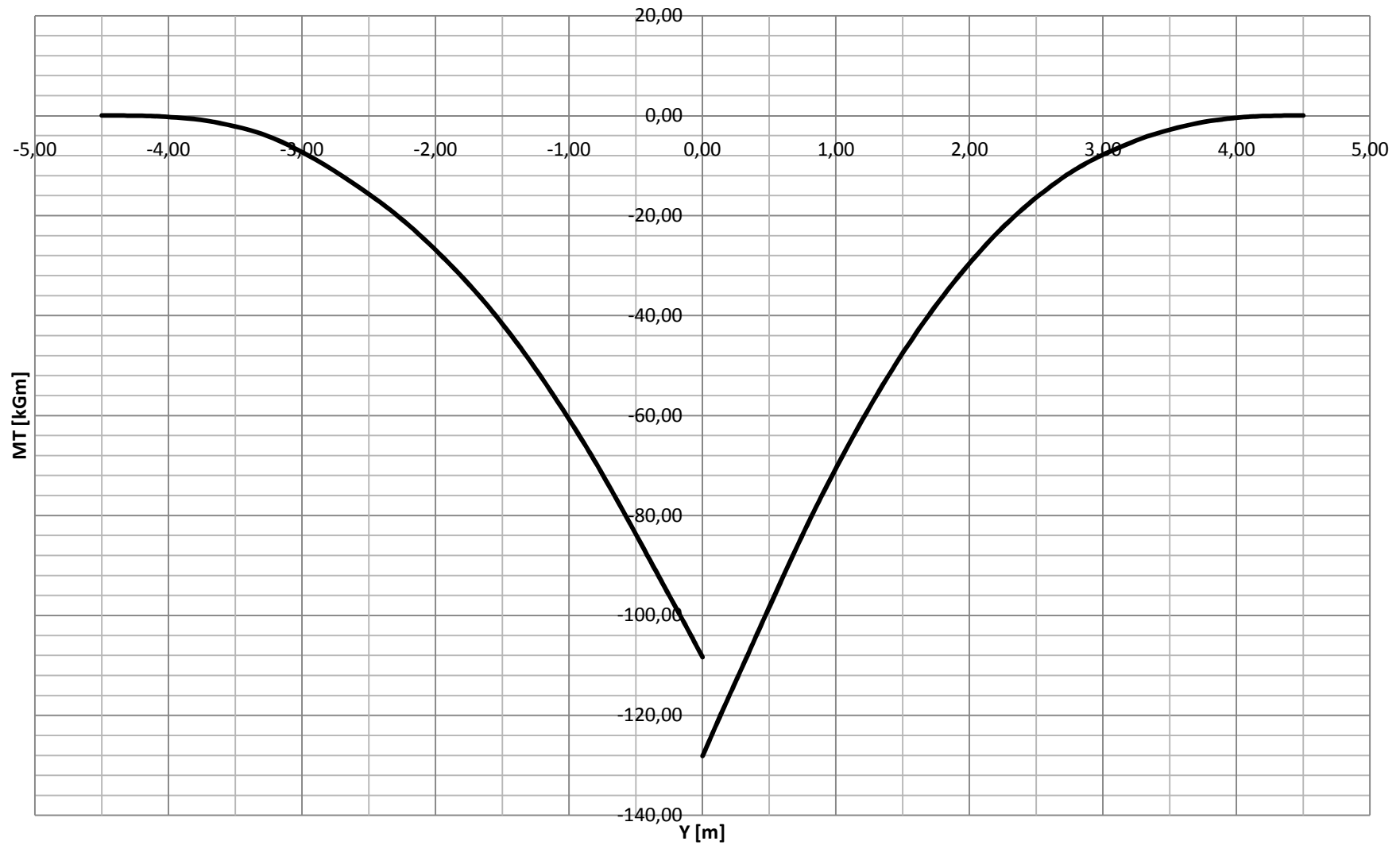


Rys. 3.17. Rozkład aerodyn. momentu  $MN$  [kGm] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt C obwiedni obciążeń  $V=243$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\varepsilon=0$ . Wychylenie lotek:  $+9.470^\circ$  w dół, i  $-14.205^\circ$  w górę.

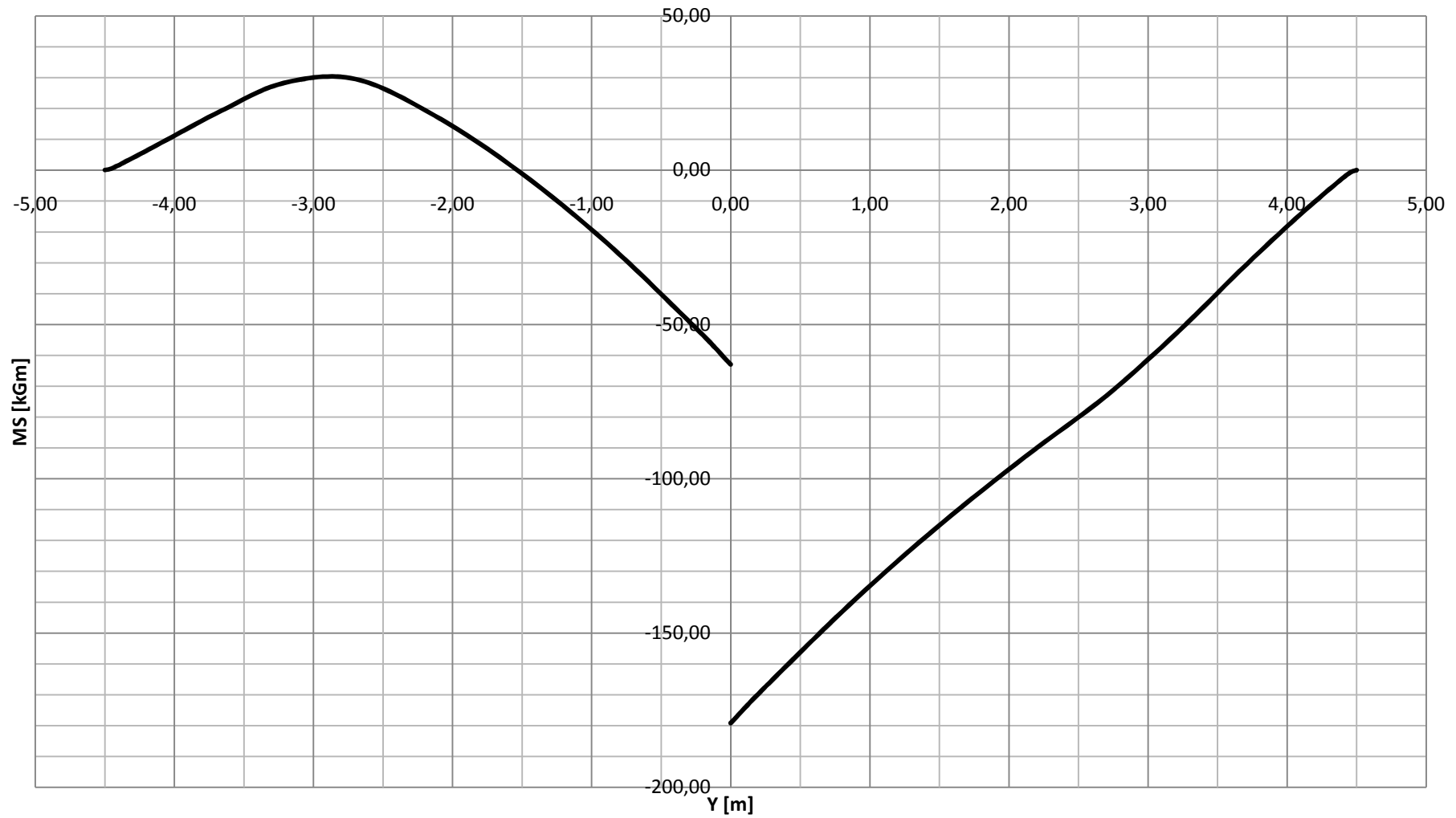


Rys. 3.18. Rozkład aerodyn. siły FT [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt C obwiedni obciążeń V=243 km/h, n=2.533, p>0, ε=0. Wchylenie lotek: +9.470° w dół, i -14.205° w górę.





Rys. 3.19. Rozkład aerodyn. momentu  $MT$  [kGm] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt C obwiedni obciążeń  $V=243$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\varepsilon=0$ . Wychylenie lotek:  $+9.470^\circ$  w dół, i  $-14.205^\circ$  w górę.



Rys. 3.20. Rozkład aerodyn. momentu MS [kGm] względem 25% cięciwy wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt C obwiedni obciążeń  $V=243$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\varepsilon=0$ . Wychylenie lotek:  $+9.470^\circ$  w dół, i  $-14.205^\circ$  w górę.

**3.1.5 Punkt D krzywej wyrwania  $V = V_D = 331.79 \text{ km/h}$   $n = 2.533$ ;  $p_D = 0$ ;  $\varepsilon_D > 0$** 

Założenia:

- Prędkość lotu samolotu  $V = V_D = 331.79 \text{ km/h} = 92.16 \text{ m/s}$
- Współczynnik obciążeń dopuszczalnych normalny do osi samolotu  $n=2.533$
- Ciąg = 0
- Przyspieszenie kątowe względem osi X  $\varepsilon_x > 0$
- Prędkość kątowe względem osi X  $p = 0$
- Kąt wychylenia lotek  $2.820^\circ$  w dół,  $-4.230^\circ$  w górę

Siły działające na samolot:

- \* Masa samolotu  $Q=780 \text{ kg}$
- \* Siła wypadkowa przyłożona w SC samolotu  $P_z = n \times Q = 1975.74 \text{ kG}$
- \* Siła do równowagi na usterzeniu poziomym  $P_{ZH0} = -136.11 \text{ kG}$
- Siła wypadkowa na skrzydłach:  
normalna do osi x samolotu

$$P_{zN} = 1975.74 - (-136.11) = \mathbf{2111.85 \text{ kG}}$$

Dla ujemnego kąta zaklinowania skrzydła mamy

$$P_{zN} = P_{NC} \times \cos(\alpha_z) - P_{TC} \times \sin(\alpha_z)$$

$$P_{xT} = P_{NC} \times \sin(\alpha_z) + P_{TC} \times \cos(\alpha_z)$$

Siły  $P_{zN}$  na skrzydle odpowiadają składowe  $P_{NC}$  i  $P_{TC}$  obliczone na podstawie charakterystyk aerodynamicznych skrzydła:

$$P_{NCL} = 951.10296 \text{ kG}$$

$$P_{NCP} = 1161.0625 \text{ kG}$$

$$P_{TCL} = -3.435163 \text{ kG}$$

$$P_{TCP} = -5.7542203 \text{ kG}$$

$$P_{zNL} = P_{NCL} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCL}) \times \sin(0.3^\circ) = 951.1079 \text{ kG}$$

$$P_{zNP} = P_{NCP} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCP}) \times \sin(0.3^\circ) = 1161.07671 \text{ kG}$$

$$P_{zN} = P_{zNL} + P_{zNP} = 951.1079 + 1161.07671 = 2111.85 \text{ kG}$$

$$P_{xTL} = P_{NCL} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCL}) \times \cos(0.3^\circ) = 1.544825 \text{ kG}$$

$$P_{XTP} = P_{NCL} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCL}) \times \cos(0.3^\circ) = 0.32513 \text{ kG}$$

Moment pochylający na skrzydłach w płaszczyźnie symetrii samolotu względem 25%SCA wynosi:

$$M_{SL} = -213.97885 \text{ kGm}$$

$$M_{SP} = -257.98783 \text{ kGm}$$



NORMAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	.40265085E+00	.45267044E+01	.16890607E+02	.42201177E+02	.88494830E+02	.17196616E+03	.30217416E+03	
.46594673E+03	.65427402E+03	.86889952E+03	.95110296E+03	.11610625E+04	.10789028E+04	.86309120E+03	.67072086E+03	
.49871087E+03	.35239319E+03	.22880581E+03	.12819365E+03	.58449401E+02	.18096780E+02	.19528101E+01	.00000000E+00	
NORMAL BENDING MOMENT /KGM/								
.00000000E+00	.74641260E-02	.35729934E+00	.30564495E+01	.13386720E+02	.41801694E+02	.10757838E+03	.24271971E+03	
.47647907E+03	.82305036E+03	.13165927E+04	.15359000E+04	.22496061E+04	.19796882E+04	.13501138E+04	.87500810E+03	
.51823320E+03	.27405061E+03	.12352031E+03	.44487378E+02	.11345963E+02	.15188830E+01	.36484037E-01	.00000000E+00	
TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	.61059699E-01	.30606323E+00	.44400327E+00	.20710349E+00	-.85202996E+00	-.21141317E+01	-.34503956E+01	
-.53156788E+01	-.68194280E+01	-.54350033E+01	-.34351631E+01	-.57542203E+01	-.77614080E+01	-.89936337E+01	-.71172370E+01	
-.44731591E+01	-.17106126E+01	-.27451800E-01	.43778236E+00	.63517921E+00	.41397233E+00	.75004273E-01	.00000000E+00	
TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/								
.00000000E+00	.11592974E-02	.32881027E-01	.13778020E+00	.26896531E+00	.16276516E+00	-.64792534E+00	-.22181586E+01	
-.48899994E+01	-.87121594E+01	-.12973400E+02	-.14053725E+02	-.17675743E+02	-.16035581E+02	-.10297924E+02	-.52293743E+01	
-.16638209E+01	.12385355E+00	.48505133E+00	.39309991E+00	.19098115E+00	.42638580E-01	.14216688E-02	.00000000E+00	
TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/								
.00000000E+00	-.35400125E+00	-.23646610E+01	-.60270303E+01	-.11957718E+02	-.21562652E+02	-.38857842E+02	-.66741024E+02	
-.10233625E+03	-.14415252E+03	-.19393299E+03	-.21397885E+03	-.25798783E+03	-.23795329E+03	-.18789327E+03	-.14520155E+03	
-.10783865E+03	-.76758697E+02	-.52794384E+02	-.34740448E+02	-.19501008E+02	-.78492595E+01	-.11745350E+01	.00000000E+00	

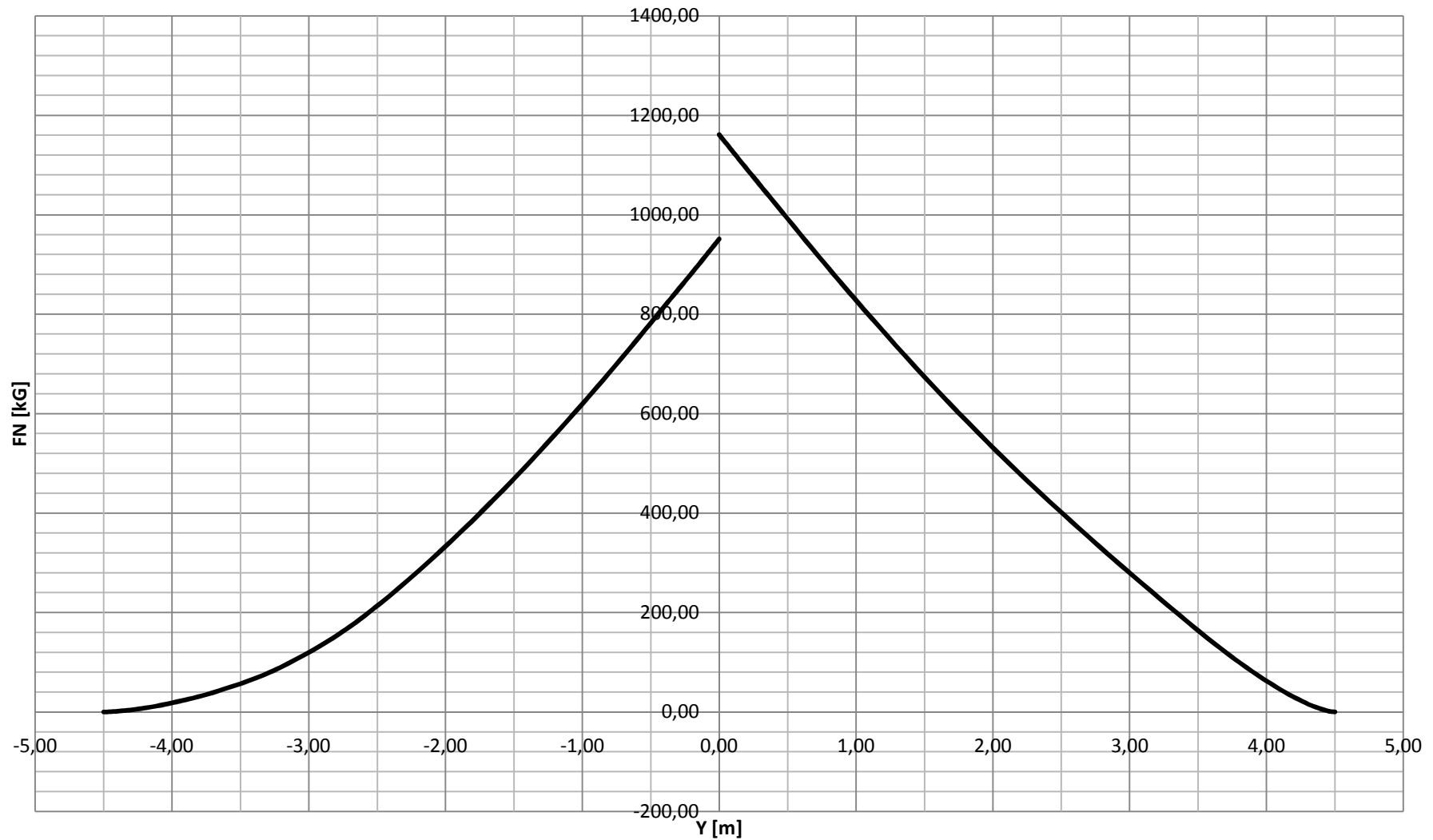
**AT5 Vd=331.79 km/h n=2.53 L=(-4.230; 2.820) E>0**

YZ /M/							
-.45000000E+01	-.43150000E+01	-.41150000E+01	-.39150000E+01	-.37150000E+01	-.35350000E+01	-.33350000E+01	-.31750000E+01
-.29950000E+01	-.27620000E+01	-.25300000E+01	-.23420000E+01	-.21550000E+01	-.18980000E+01	-.16410000E+01	-.14450000E+01
-.12450000E+01	-.10450000E+01	-.85500000E+00	-.65500000E+00	-.45000000E+00	-.20000000E+00	.00000000E+00	.00000000E+00
.20000000E+00	.45000000E+00	.65500000E+00	.85500000E+00	.10450000E+01	.12450000E+01	.14450000E+01	.16410000E+01
.18980000E+01	.21550000E+01	.23420000E+01	.25300000E+01	.27620000E+01	.29950000E+01	.31750000E+01	.33350000E+01
.35350000E+01	.37150000E+01	.39150000E+01	.41150000E+01	.43150000E+01	.45000000E+01		
AERODYNAMIC NORMAL SHEARING FORCE /KG/							
.00000000E+00	.34796824E+01	.11815680E+02	.23349666E+02	.37793298E+02	.53507878E+02	.74312048E+02	.93742396E+02
.11926486E+03	.15933094E+03	.20714364E+03	.24935441E+03	.29409175E+03	.35954927E+03	.42913045E+03	.48485403E+03
.54398364E+03	.60530166E+03	.66547386E+03	.73049072E+03	.79850877E+03	.88280913E+03	.95110296E+03	.11610625E+04
.10928091E+04	.10084059E+04	.94004599E+03	.87442651E+03	.81341844E+03	.75092269E+03	.69023477E+03	.63256679E+03
.55974909E+03	.49001428E+03	.44114959E+03	.39357110E+03	.33689804E+03	.28127035E+03	.23856182E+03	.20085306E+03
.15548498E+03	.11696487E+03	.77553265E+02	.42640169E+02	.14297587E+02	.00000000E+00		
AERODYNAMIC NORMAL BENDING MOMENT /KGM/							
.00000000E+00	.23492999E+00	.17076861E+01	.51751690E+01	.11239225E+02	.19415690E+02	.32136183E+02	.45545286E+02
.64651437E+02	.96940734E+02	.13934402E+03	.18220994E+03	.23298087E+03	.31688326E+03	.41814222E+03	.50767598E+03
.61052238E+03	.72541535E+03	.84611052E+03	.98568208E+03	.11423838E+04	.13525239E+04	.15359000E+04	.22496061E+04
.20242345E+04	.17616009E+04	.15619009E+04	.13804738E+04	.12201531E+04	.10637489E+04	.91966354E+03	.79005921E+03
.63691382E+03	.50208409E+03	.41504450E+03	.33660475E+03	.25191041E+03	.17990736E+03	.13312297E+03	.97981503E+02
.62386866E+02	.37903883E+02	.18518431E+02	.65874800E+01	.10233737E+01	.00000000E+00		
AERODYNAMIC TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/							
.00000000E+00	.27150013E+00	.42592269E+00	.42385908E+00	.27232527E+00	.65818171E-02	-.46810106E+00	-.99393403E+00
-.15130938E+01	-.20017000E+01	-.24344854E+01	-.28665075E+01	-.33590440E+01	-.41100549E+01	-.49078064E+01	-.55174075E+01
-.60879075E+01	-.65564648E+01	-.68622822E+01	-.69029045E+01	-.64856735E+01	-.51421564E+01	-.34351631E+01	-.57542203E+01
-.74679997E+01	-.87958814E+01	-.91665029E+01	-.90521559E+01	-.86571659E+01	-.80798741E+01	-.73723107E+01	-.65893537E+01
-.54885602E+01	-.43217399E+01	-.34402952E+01	-.25331958E+01	-.14027693E+01	-.48688283E+00	-.76018840E-01	.94230017E-01
.31154266E+00	.48525260E+00	.61124019E+00	.60892261E+00	.36023881E+00	.00000000E+00		

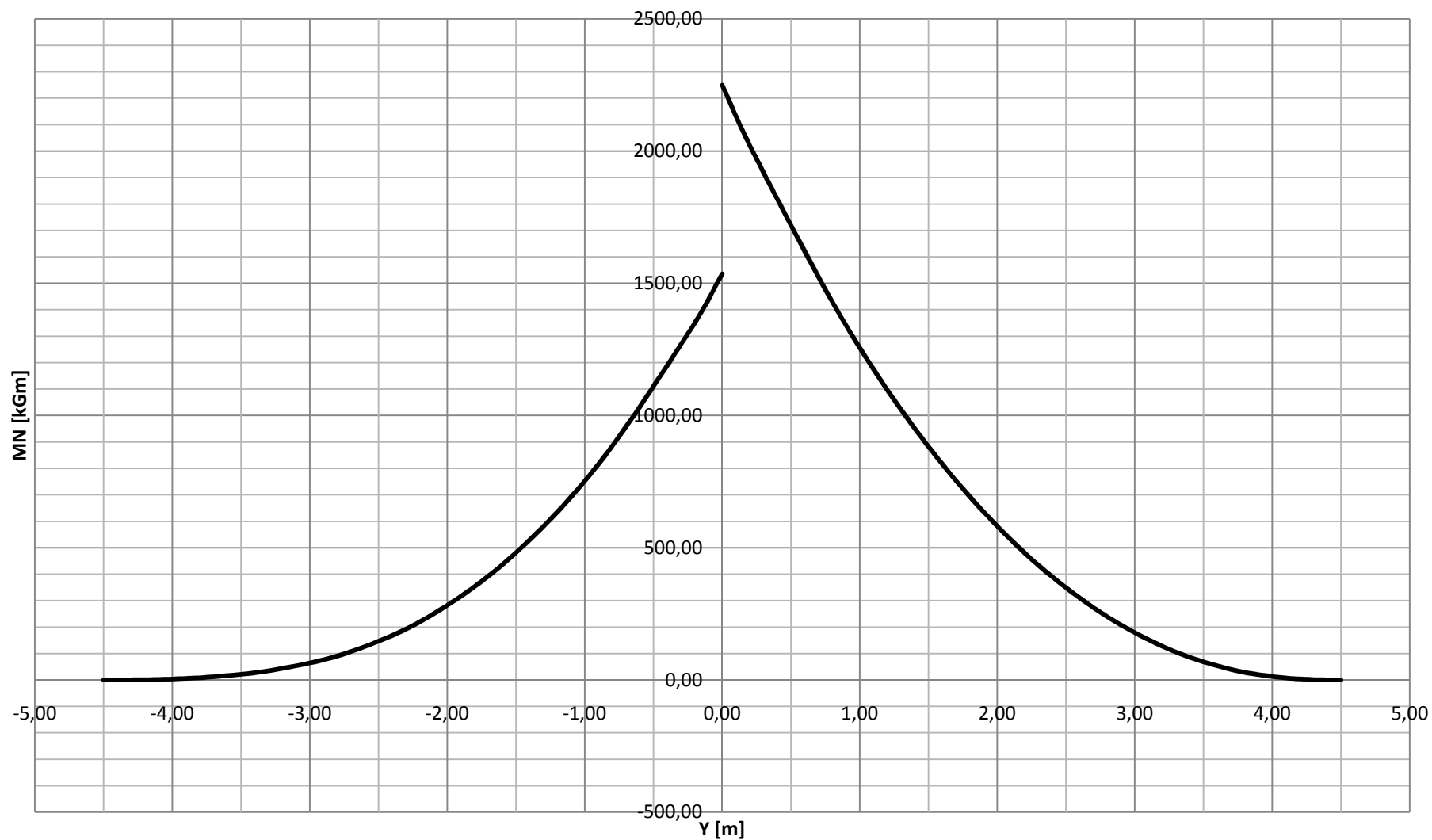
AERODYNAMIC TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/								
.00000000E+00	.24019629E-01	.96466744E-01	.18399251E+00	.25604302E+00	.28321262E+00	.24045441E+00	.12480459E+00	
-.10314828E+00	-.51568827E+00	-.10285264E+01	-.15257125E+01	-.21069412E+01	-.30652475E+01	-.42235242E+01	-.52454906E+01	
-.64073385E+01	-.76738629E+01	-.89512506E+01	-.10334046E+02	-.11715493E+02	-.13190455E+02	-.14053725E+02	-.17675743E+02	
-.16348068E+02	-.14292644E+02	-.12441872E+02	-.10613273E+02	-.89281376E+01	-.72519859E+01	-.57048691E+01	-.43356343E+01	
-.27820330E+01	-.15201681E+01	-.79404954E+00	-.23225708E+00	.22375837E+00	.43689753E+00	.48298779E+00	.48121534E+00	
.44059155E+00	.36828804E+00	.25711908E+00	.13179000E+00	.30764268E-01	.00000000E+00			

AERODYNAMIC TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/								
.00000000E+00	-.19704657E+01	-.46576942E+01	-.76464645E+01	-.10991130E+02	-.14369082E+02	-.18671241E+02	-.22630403E+02	
-.27842795E+02	-.36178466E+02	-.46360522E+02	-.55389699E+02	-.64999914E+02	-.79139410E+02	-.94276638E+02	-.10648905E+03	
-.11953618E+03	-.13317348E+03	-.14667601E+03	-.16146404E+03	-.17723080E+03	-.19728589E+03	-.21397885E+03	-.25798783E+03	
-.24130533E+03	-.22122472E+03	-.20537582E+03	-.19044771E+03	-.17675643E+03	-.16286062E+03	-.14948130E+03	-.13685828E+03	
-.12102012E+03	-.10596842E+03	-.95508385E+02	-.85413105E+02	-.73540149E+02	-.62435672E+02	-.54516666E+02	-.47909676E+02	
-.39831509E+02	-.32556860E+02	-.24163023E+02	-.15268242E+02	-.65453150E+01	.00000000E+00			

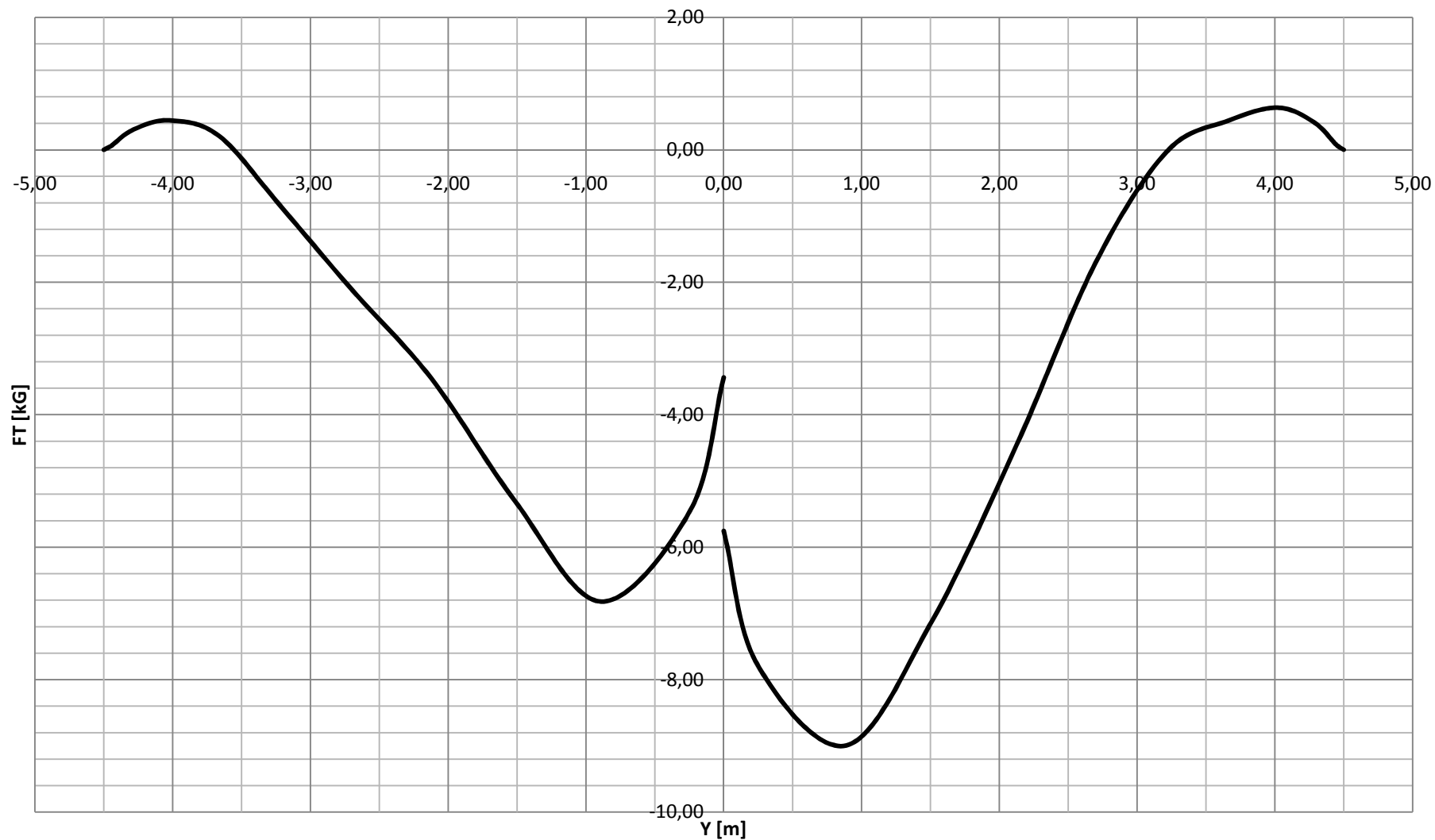




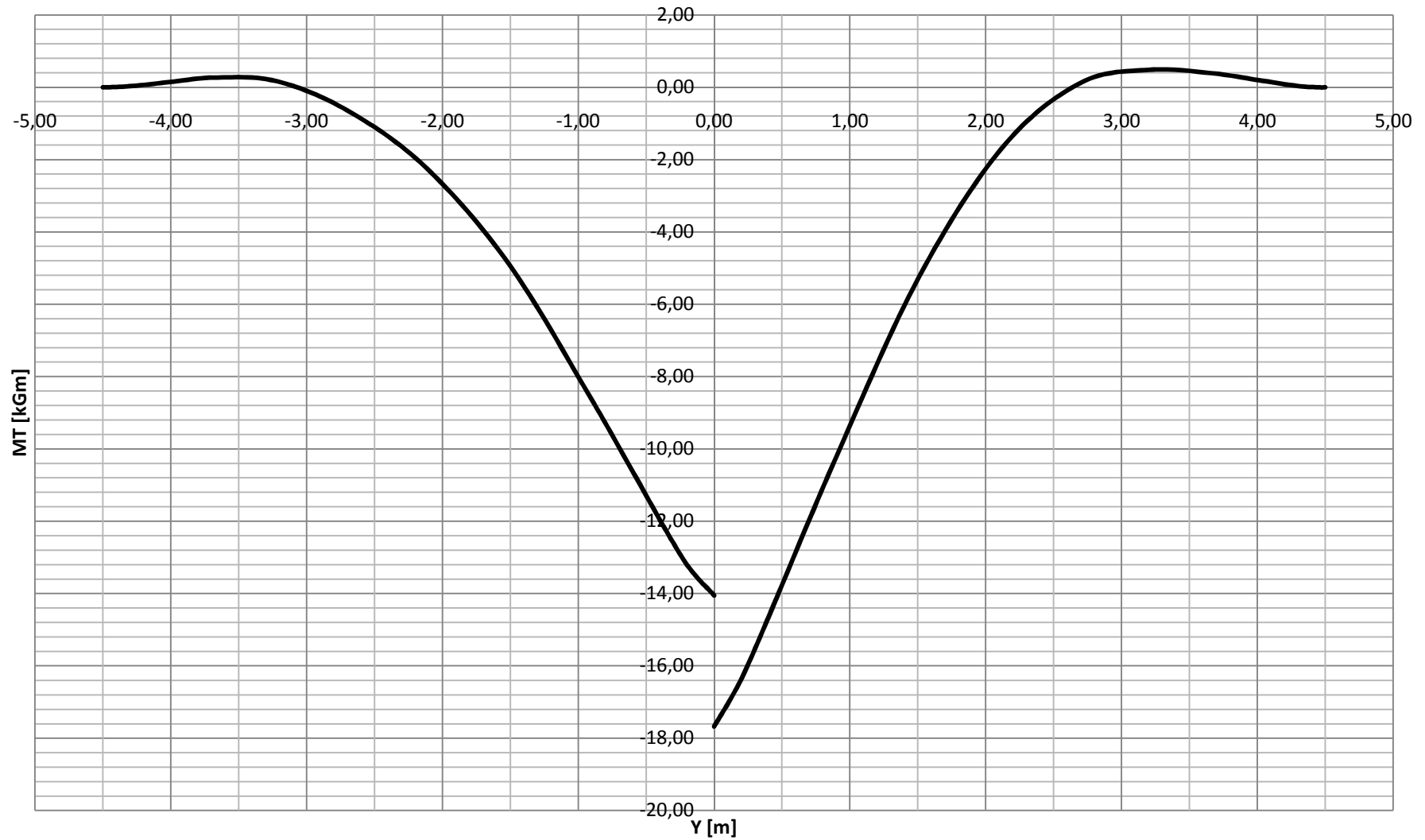
Rys. 3.21. Rozkład aerodyn. siły FN [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt D obwiedni obciążeń  $V=331.79$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek:  $+2.820^\circ$  w dół,  $-4.230^\circ$  w górę.



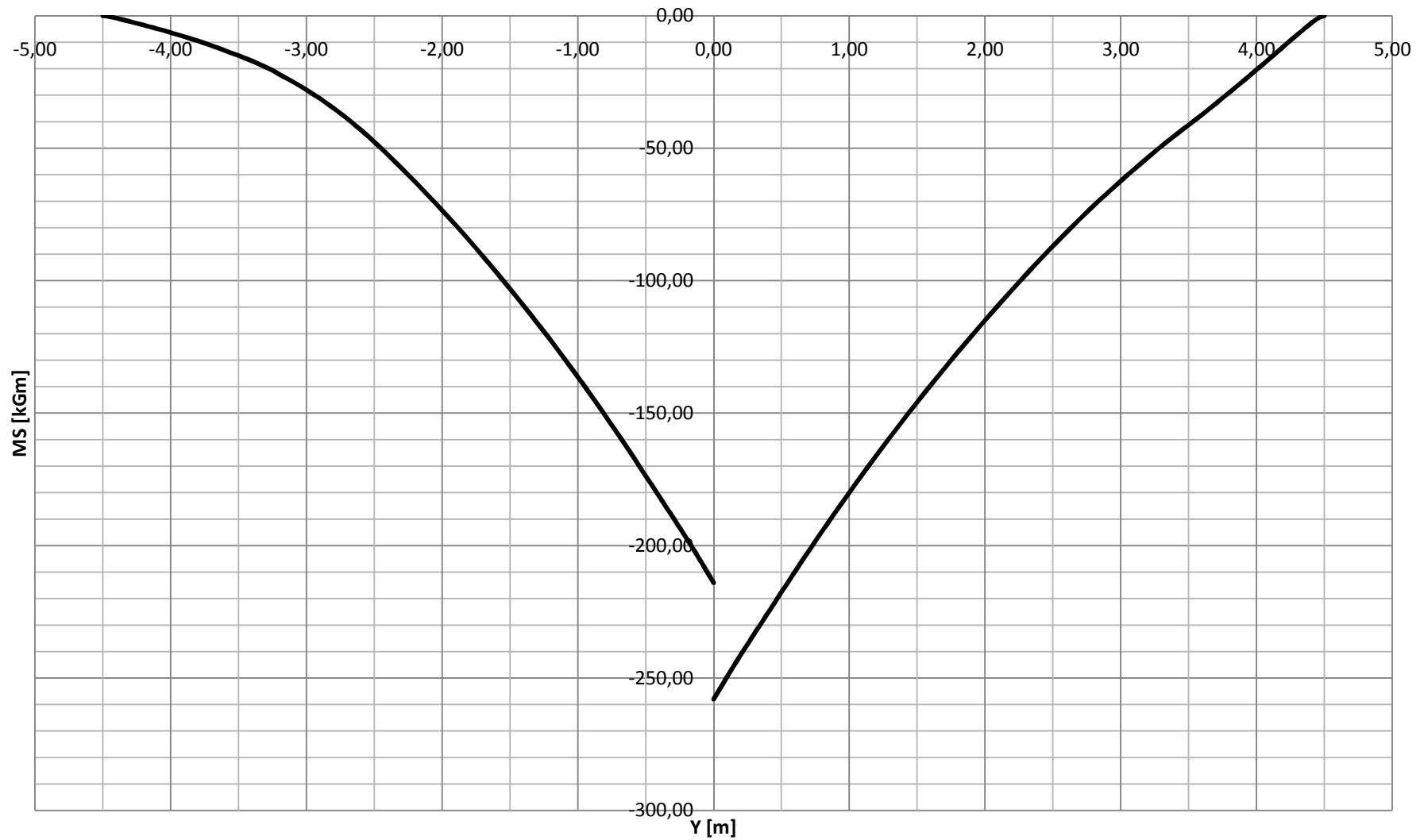
Rys. 3.22. Rozkład aerodyn. momentu  $MN$  [kGm] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt D obwiedni obciążeń  $V=331.79$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek:  $+2.820^\circ$  w dół,  $-4.230^\circ$  w górę.



Rys. 3.23. Rozkład aerodyn. siły FT [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt D obwiedni obciążeń  $V=331.79$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek:  $+2.820^\circ$  w dół,  $-4.230^\circ$  w górę.



Rys. 3.24. Rozkład aerodyn. momentu MT [kGm] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt D obwiedni obciążeń V=331.79 km/h, n=2.533, p=0,  $\epsilon > 0$ . Wychylenie lotek: +2.820° w dół, -4.230° w górę.



Rys. 3.25. Rozkład aerodyn. momentu MS [kGm] względem 25% cięciwy wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt D obwiedni obciążeń  $V=331.79$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p=0$ ,  $\epsilon>0$ . Wychylenie lotek:  $+2.820^\circ$  w dół,  $-4.230^\circ$  w górę.

**3.1.6 Punkt D krzywej wyrwania  $V = V_D = 331.79 \text{ km/h}$   $n = 2.533$ ;  $p_D > 0$ ;  $\varepsilon_D = 0$** 

Założenia:

- Prędkość lotu samolotu  $V = V_D = 331.79 \text{ km/h} = 92.16 \text{ m/s}$
- Współczynnik obciążeń dopuszczalnych normalny do osi samolotu  $n=2.533$
- Ciąg = 0
- Przyspieszenie kątowe względem osi X  $\varepsilon_x = 0$
- Prędkość kątowna względem osi X  $p = -0.28828899 \text{ 1/s}$

Zgodnie z wymaganiami CS-VLA.455 przyjęto, że prędkość kątowna względem osi x wynosi

$$p_D = p_A/3 = -0.864885 / 3 = -0.28828899 \text{ 1/s}$$

$$pv = \frac{p \cdot b}{2 \cdot V}$$

$$pv = -0.28828899 \times 9 / (2 \times 92.16) = -0.014076$$

Siły działające na samolot:

- \* Masa samolotu  $Q=780 \text{ kg}$
- \* Siła wypadkowa przyłożona w SC samolotu  $P_z = n \times Q = 1975.74 \text{ kG}$
- \* Siła do równowagi na usterzeniu poziomym  $P_{ZH0} = -136.11 \text{ kG}$
- Siła wypadkowa na skrzydłach:  
normalna do osi x samolotu

$$P_{zN} = 1975.74 - (-136.11) = \mathbf{2111.85 \text{ kG}}$$

Dla ujemnego kąta zaklinowania skrzydła mamy

$$P_{ZN} = P_{NC} \times \cos(\alpha_z) - P_{TC} \times \sin(\alpha_z)$$

$$P_{XT} = P_{NC} \times \sin(\alpha_z) + P_{TC} \times \cos(\alpha_z)$$

Siły  $P_{ZN}$  na skrzydle odpowiadają składowe  $P_{NC}$  i  $P_{TC}$  obliczone na podstawie charakterystyk aerodynamicznych skrzydła:

$$P_{NCL} = 1078.5679 \text{ kG}$$

$$P_{NCP} = 1033.5280 \text{ kG}$$

$$P_{TCL} = -4.29949 \text{ kG}$$

$$P_{TCP} = -7.0842726 \text{ kG}$$

$$P_{ZNL} = P_{NCL} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCL}) \times \sin(0.3^\circ) = 1078.58 \text{ kG}$$

$$P_{ZNP} = P_{NCP} \times \cos(0.3^\circ) - (P_{TCP}) \times \sin(0.3^\circ) = 1033.55 \text{ kG}$$

$$P_{ZN} = P_{ZNL} + P_{ZNP} = 1078.58 + 1033.55 = 2112.13 \text{ kG}$$

$$P_{XTL} = P_{NCL} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCL}) \times \cos(0.3^\circ) = 1.35 \text{ kG}$$

$$P_{XTP} = P_{NCP} \times \sin(0.3^\circ) + (P_{TCP}) \times \cos(0.3^\circ) = -1.67 \text{ kG}$$

Moment pochylający na skrzydłach w płaszczyźnie symetrii samolotu względem 25% sca wynosi:

$$M_{SL} = -215.96114 \text{ kGm}$$

$$M_{SP} = -255.88826 \text{ kGm}$$

Iteracyjnie dobrane wychylenie lotek dla spełnienia warunku prędkości kątowej względem osi x  $p = p_D = -0.188644486 \text{ 1/s}$  wynosi:

**+2.820° w dół i -4.230° w górę.**

**AT5 Vd=331.79 km/h n=2.53 L=(-4.230; 2.820) p>0**

ROOT CHORD... = .14100000E+01 M  
 WING SPAN... = .90000000E+01 M  
 ALPHA OF WING = .24920000E+01 DEG

TIP CHORD.... = .85000000E+00 M  
 VELOCITY..... = .92164000E+02 M/S

Y /M/  
 -.45000000E+01 -.44454177E+01 -.42843605E+01 -.40206402E+01 -.36612828E+01 -.32160924E+01 -.26977581E+01 -.21223332E+01  
 -.15106252E+01 -.88994655E+00 -.24102419E+00 .00000000E+00 .00000000E+00 .24102419E+00 .88994655E+00 .15106252E+01  
 .21223332E+01 .26977581E+01 .32160924E+01 .36612828E+01 .40206402E+01 .42843605E+01 .44454177E+01 .45000000E+01

CN  
 .00000000E+00 .74012707E-01 .14982605E+00 .20556653E+00 .25471107E+00 .31581849E+00 .42572479E+00 .46420332E+00  
 .47942430E+00 .48283658E+00 .46047445E+00 .45724045E+00 .45724045E+00 .46047445E+00 .44894505E+00 .41781512E+00  
 .38378754E+00 .35441626E+00 .36205633E+00 .33025930E+00 .27730772E+00 .20652582E+00 .10912320E+00 .00000000E+00

CT  
 .00000000E+00 .36189878E-02 .90528593E-03 -.20555507E-02 -.50002064E-02 -.90818002E-02 -.26153468E-02 -.41622247E-02  
 -.41993787E-02 -.11876080E-02 .87691644E-02 .11541932E-01 .11541932E-01 .87691644E-02 -.32157431E-02 -.63709026E-02  
 -.74127988E-02 -.79902601E-02 -.27337329E-02 -.29513576E-02 -.17165017E-02 .11524279E-02 .39466416E-02 .00000000E+00

CM 25. %  
 .00000000E+00 -.31593920E-01 -.32933120E-01 -.35290000E-01 -.39372300E-01 -.48721670E-01 -.71532080E-01 -.77417870E-01  
 -.79605150E-01 -.80488480E-01 -.80526400E-01 -.80420645E-01 -.80420645E-01 -.80526400E-01 -.81092770E-01 -.81339170E-01  
 -.81621730E-01 -.81285300E-01 -.75447750E-01 -.82063210E-01 -.10087230E+00 -.10351040E+00 -.10179330E+00 .00000000E+00



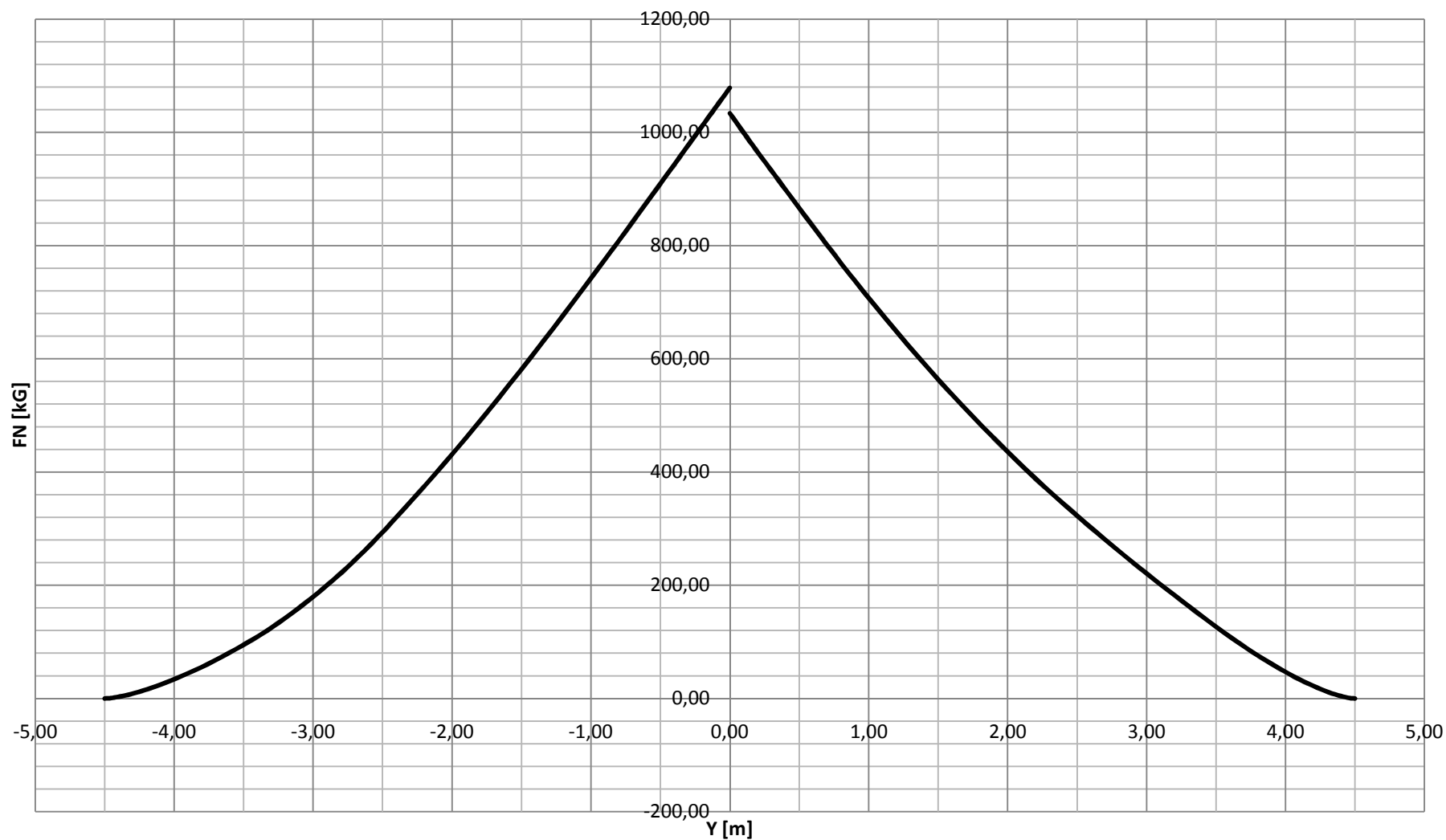
NORMAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	.96674935E+00	.94681729E+01	.31885684E+02	.72838767E+02	.13911329E+03	.24459528E+03	.39622125E+03	
.57803530E+03	.77831952E+03	.99696016E+03	.10785679E+04	.10335280E+04	.95151802E+03	.74081256E+03	.56060574E+03	
.40652597E+03	.28137675E+03	.17943882E+03	.98371990E+02	.43958015E+02	.13395320E+02	.14304428E+01	.00000000E+00	
NORMAL BENDING MOMENT /KGM/								
.00000000E+00	.18024517E-01	.78030957E+00	.60620102E+01	.24558286E+02	.71073028E+02	.16887375E+03	.35215094E+03	
.64923755E+03	.10694603E+04	.16453162E+04	.18954187E+04	.18959682E+04	.16567700E+04	.11086479E+04	.70600613E+03	
.41137687E+03	.21432335E+03	.95073885E+02	.33677354E+02	.84635617E+01	.11200448E+01	.26713666E-01	.00000000E+00	
TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	.49541033E-01	.21257190E+00	.13245618E+00	-.49228991E+00	-.21217454E+01	-.36112037E+01	-.48046318E+01	
-.64652369E+01	-.76840318E+01	-.61791237E+01	-.42994900E+01	-.70842726E+01	-.89969246E+01	-.99646922E+01	-.79071267E+01	
-.52453238E+01	-.26236427E+01	-.94752655E+00	-.25057691E+00	.18396309E+00	.23764798E+00	.53967951E-01	.00000000E+00	
TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/								
.00000000E+00	.94324473E-03	.24699015E-01	.78393494E-01	.30315857E-01	-.51300026E+00	-.20746853E+01	-.44672402E+01	
-.79080732E+01	-.12360109E+02	-.17111835E+02	-.18385376E+02	-.21348325E+02	-.19399597E+02	-.12944672E+02	-.73370028E+01	
-.33025657E+01	-.10372750E+01	-.18117193E+00	.85966329E-01	.90747754E-01	.27232254E-01	.10270512E-02	.00000000E+00	
TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/								
.00000000E+00	-.36198204E+00	-.24347464E+01	-.62454468E+01	-.12424675E+02	-.22397589E+02	-.40119614E+02	-.68305391E+02	
-.10411729E+03	-.14608821E+03	-.19592390E+03	-.21596114E+03	-.25588826E+03	-.23585579E+03	-.18586739E+03	-.14332800E+03	
-.10622728E+03	-.75534138E+02	-.51962648E+02	-.34224020E+02	-.19254223E+02	-.77760903E+01	-.11670634E+01	.00000000E+00	

**AT5 Vd=331.79 km/h n=2.53 L=(-4.230; 2.820) p>0**

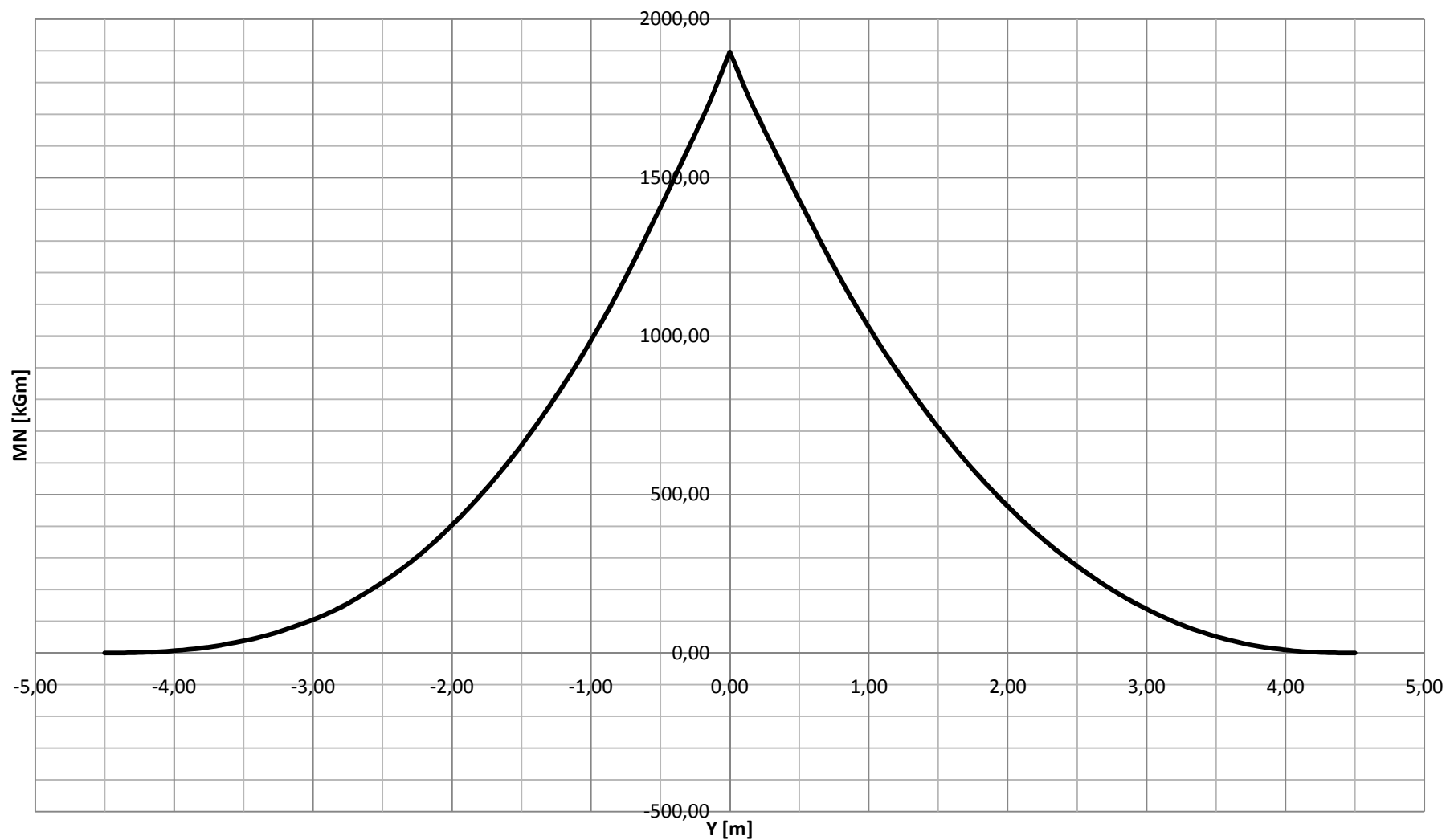
YZ /M/								
-.45000000E+01	-.43150000E+01	-.41150000E+01	-.39150000E+01	-.37150000E+01	-.35350000E+01	-.33350000E+01	-.31750000E+01	
-.29950000E+01	-.27620000E+01	-.25300000E+01	-.23420000E+01	-.21550000E+01	-.18980000E+01	-.16410000E+01	-.14450000E+01	
-.12450000E+01	-.10450000E+01	-.85500000E+00	-.65500000E+00	-.45000000E+00	-.20000000E+00	.00000000E+00	.00000000E+00	
.20000000E+00	.45000000E+00	.65500000E+00	.85500000E+00	.10450000E+01	.12450000E+01	.14450000E+01	.16410000E+01	
.18980000E+01	.21550000E+01	.23420000E+01	.25300000E+01	.27620000E+01	.29950000E+01	.31750000E+01	.33350000E+01	
.35350000E+01	.37150000E+01	.39150000E+01	.41150000E+01	.43150000E+01	.45000000E+01			
AERODYNAMIC NORMAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	.74197361E+01	.22978000E+02	.42820258E+02	.66030316E+02	.89829847E+02	.11964534E+03	.14616697E+03	
.17949981E+03	.22934690E+03	.28639955E+03	.33567551E+03	.38702807E+03	.46084299E+03	.53784530E+03	.59853517E+03	
.66205980E+03	.72704234E+03	.78997135E+03	.85707978E+03	.92632726E+03	.10107945E+04	.10785679E+04	.10335280E+04	
.96538312E+03	.88175814E+03	.81497120E+03	.75166655E+03	.69354770E+03	.63479378E+03	.57852739E+03	.52581630E+03	
.46037717E+03	.39892992E+03	.35661278E+03	.31601577E+03	.26845601E+03	.22244132E+03	.18741455E+03	.15667433E+03	
.12010051E+03	.89499914E+02	.58682475E+02	.31891938E+02	.10563597E+02	.00000000E+00			
AERODYNAMIC NORMAL BENDING MOMENT /KGM/								
.00000000E+00	.52204882E+00	.34808757E+01	.10000077E+02	.20829564E+02	.34814740E+02	.55701940E+02	.76933787E+02	
.10618201E+03	.15365399E+03	.21338342E+03	.27181981E+03	.33935799E+03	.44823791E+03	.57650412E+03	.68784295E+03	
.81387683E+03	.95276409E+03	.10968634E+04	.12615579E+04	.14443527E+04	.16864995E+04	.18954187E+04	.18959682E+04	
.16960895E+04	.14652415E+04	.12913572E+04	.11347262E+04	.99746597E+03	.86467333E+03	.74338262E+03	.63519702E+03	
.50855886E+03	.39822121E+03	.32760864E+03	.26441154E+03	.19666287E+03	.13949486E+03	.10261133E+03	.75097160E+02	
.47459712E+02	.28632430E+02	.13874998E+02	.48941115E+01	.75358943E+00	.00000000E+00			
AERODYNAMIC TANGENTIAL SHEARING FORCE /KG/								
.00000000E+00	.19642273E+00	.20367450E+00	.54898416E-02	-.36292472E+00	-.85051429E+00	-.15831490E+01	-.23135558E+01	
-.29778400E+01	-.35088489E+01	-.38940521E+01	-.42801666E+01	-.47225386E+01	-.53964178E+01	-.61063916E+01	-.66410389E+01	
-.71267901E+01	-.75011919E+01	-.77084119E+01	-.76607339E+01	-.72001273E+01	-.59029236E+01	-.42994900E+01	-.70842726E+01	
-.87182017E+01	-.99501990E+01	-.10235046E+02	-.10037324E+02	-.95699431E+01	-.89297201E+01	-.81743578E+01	-.73608497E+01	
-.62470125E+01	-.50978440E+01	-.42484061E+01	-.33896098E+01	-.23381821E+01	-.14616122E+01	-.10147768E+01	-.76600949E+00	
-.44616320E+00	-.17188384E+00	.82578142E-01	.24360401E+00	.21793383E+00	.00000000E+00			

AERODYNAMIC TANGENTIAL BENDING MOMENT /KGM/							
.00000000E+00	.18416651E-01	.62178165E-01	.86072755E-01	.53225801E-01	-.53656220E-01	-.29352198E+00	-.60418486E+00
-.10844348E+01	-.18459090E+01	-.27033296E+01	-.34706664E+01	-.43116325E+01	-.56106595E+01	-.70884943E+01	-.83381586E+01
-.97164063E+01	-.11181457E+02	-.12629091E+02	-.14171709E+02	-.15703051E+02	-.17359747E+02	-.18385376E+02	-.21348325E+02
-.19763072E+02	-.17406781E+02	-.15328119E+02	-.13294202E+02	-.11428939E+02	-.95767658E+01	-.78647234E+01	-.63415664E+01
-.45920258E+01	-.31336257E+01	-.22596335E+01	-.15416278E+01	-.87797712E+00	-.44079576E+00	-.22144201E+00	-.79167084E-01
.42098214E-01	.97297872E-01	.10506263E+00	.70271635E-01	.20235958E-01	.00000000E+00		

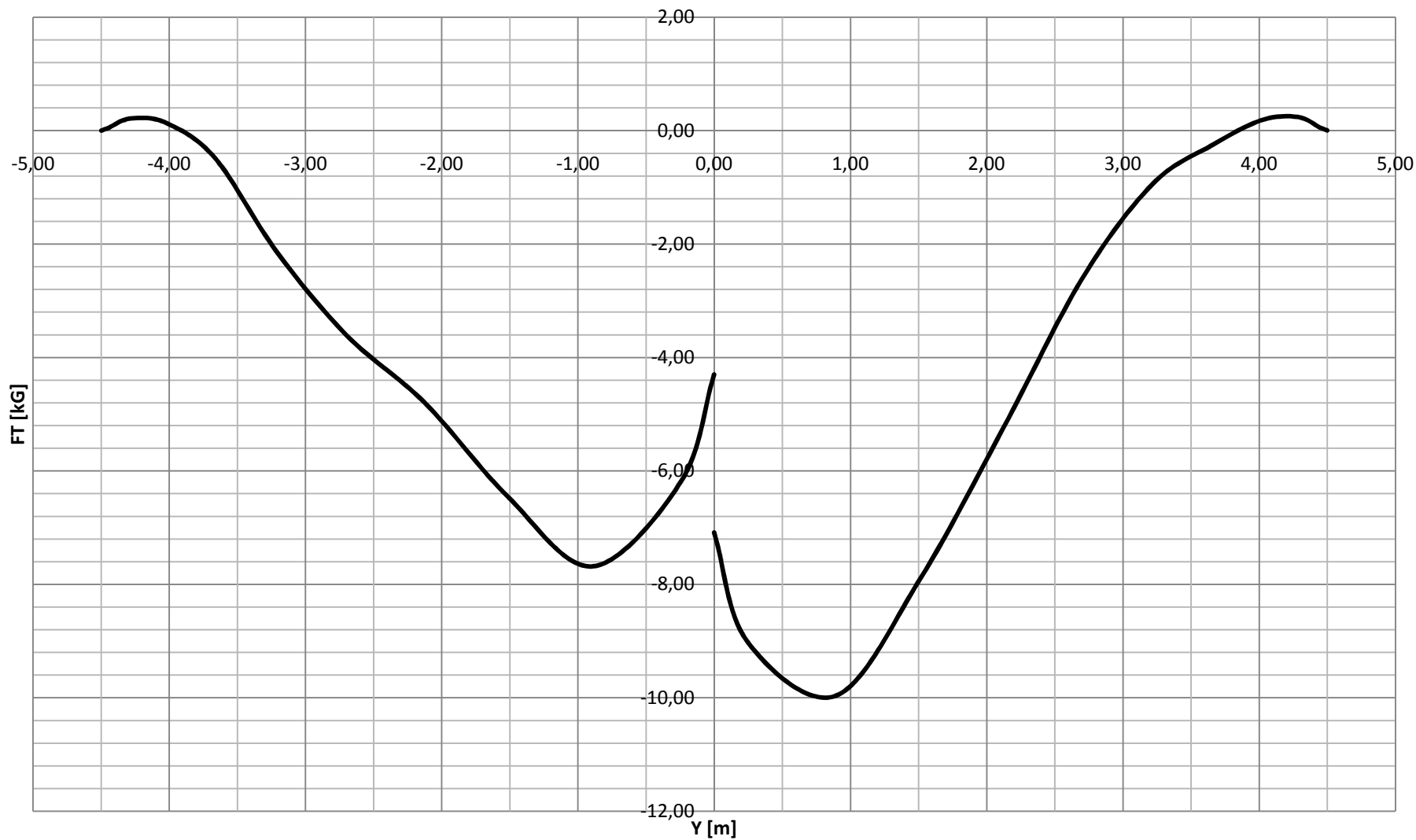
AERODYNAMIC TORSIONAL MOMENT 25.% /KGM/							
.00000000E+00	-.20262939E+01	-.48191645E+01	-.79325136E+01	-.11417853E+02	-.14934427E+02	-.19402533E+02	-.23501708E+02
-.28871309E+02	-.37394312E+02	-.47729133E+02	-.56858598E+02	-.66551348E+02	-.80788692E+02	-.96015770E+02	-.10829012E+03
-.12139333E+03	-.13507847E+03	-.14861780E+03	-.16343435E+03	-.17921826E+03	-.19927572E+03	-.21596114E+03	-.25588826E+03
-.23920725E+03	-.21913779E+03	-.20331114E+03	-.18841521E+03	-.17476186E+03	-.16091193E+03	-.14758739E+03	-.13502915E+03
-.11929594E+03	-.10437524E+03	-.94027958E+02	-.84061061E+02	-.72366784E+02	-.61444643E+02	-.53656811E+02	-.47158623E+02
-.39220974E+02	-.32081580E+02	-.23838989E+02	-.15088624E+02	-.64879303E+01	.00000000E+00		



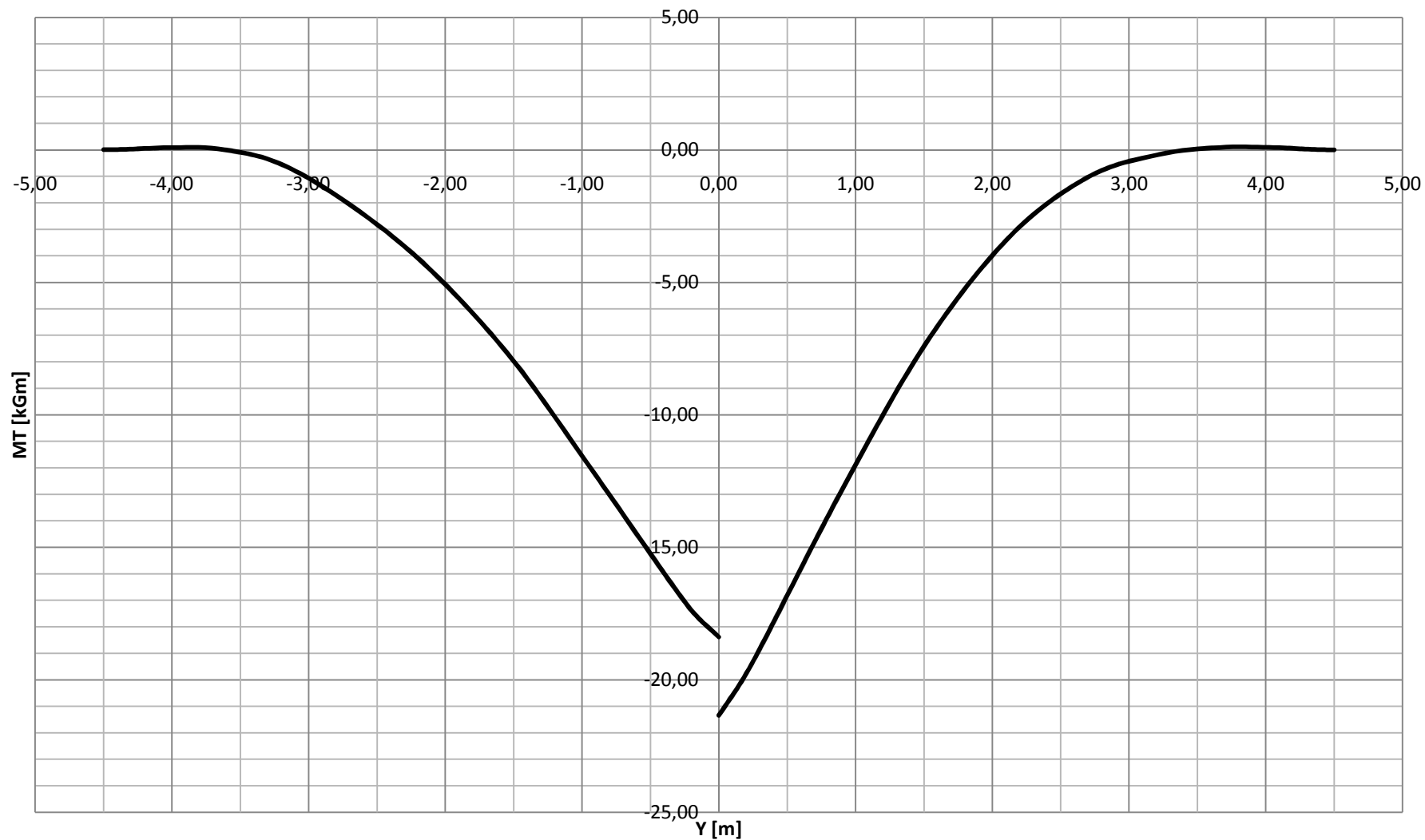
Rys. 3.26. Rozkład aerodyn. siły FN [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt D obwiedni obciążeń  $V=331.79$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\varepsilon=0$ . Wychylenie lotek:  $+2.820^\circ$  w dół,  $-4.230^\circ$  w górę.



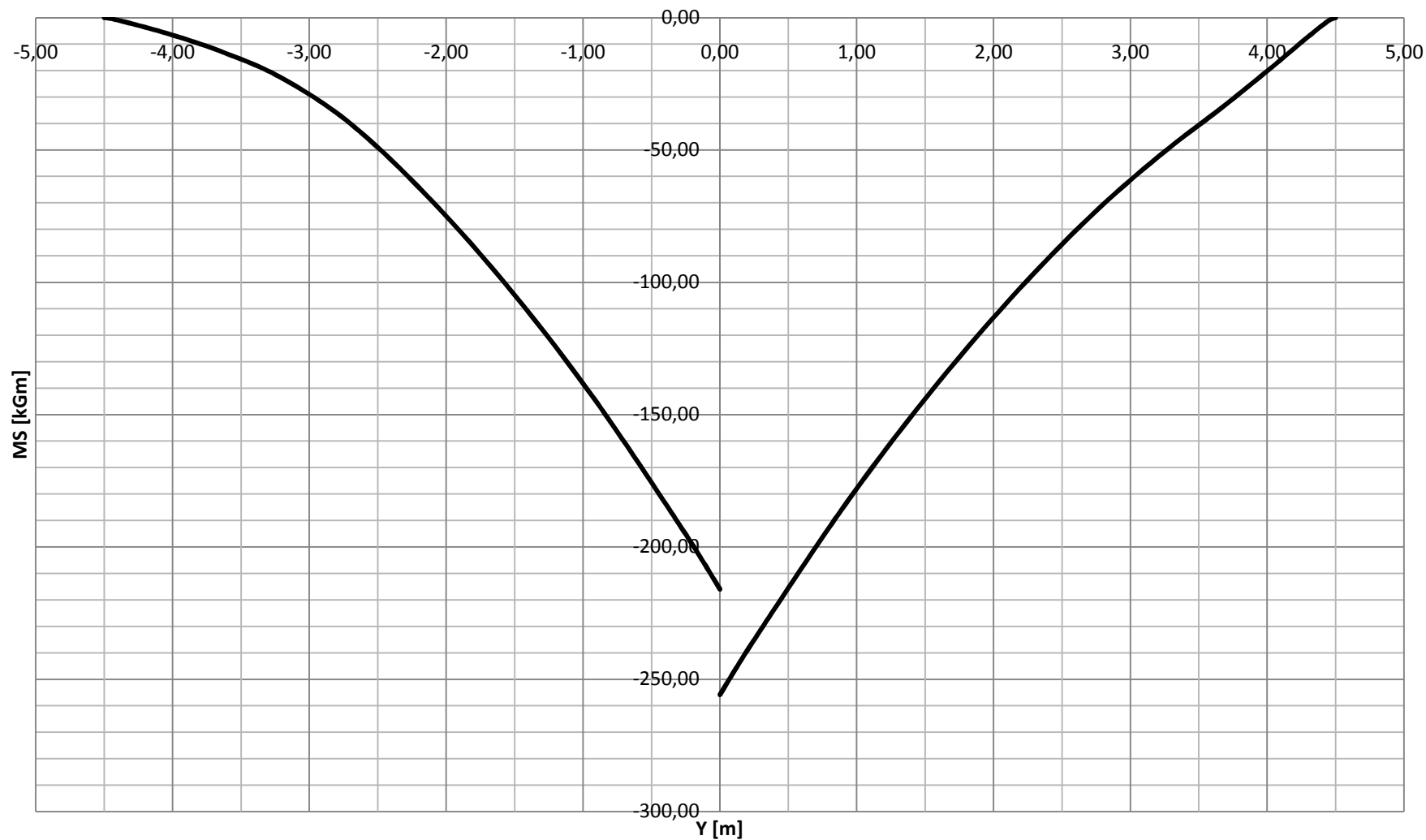
Rys. 3.27. Rozkład aerodyn. momentu  $MN$  [kGm] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt D obwiedni obciążeń  $V=331.79$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\epsilon=0$ . Wychylenie lotek:  $+2.820^\circ$  w dół,  $-4.230^\circ$  w górę.



Rys. 3.28. Rozkład aerodyn. siły FT [kG] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt D obwiedni obciążeń  $V=331.79$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\epsilon=0$ . Wychylenie lotek:  $+2.820^\circ$  w dół,  $-4.230^\circ$  w górę.



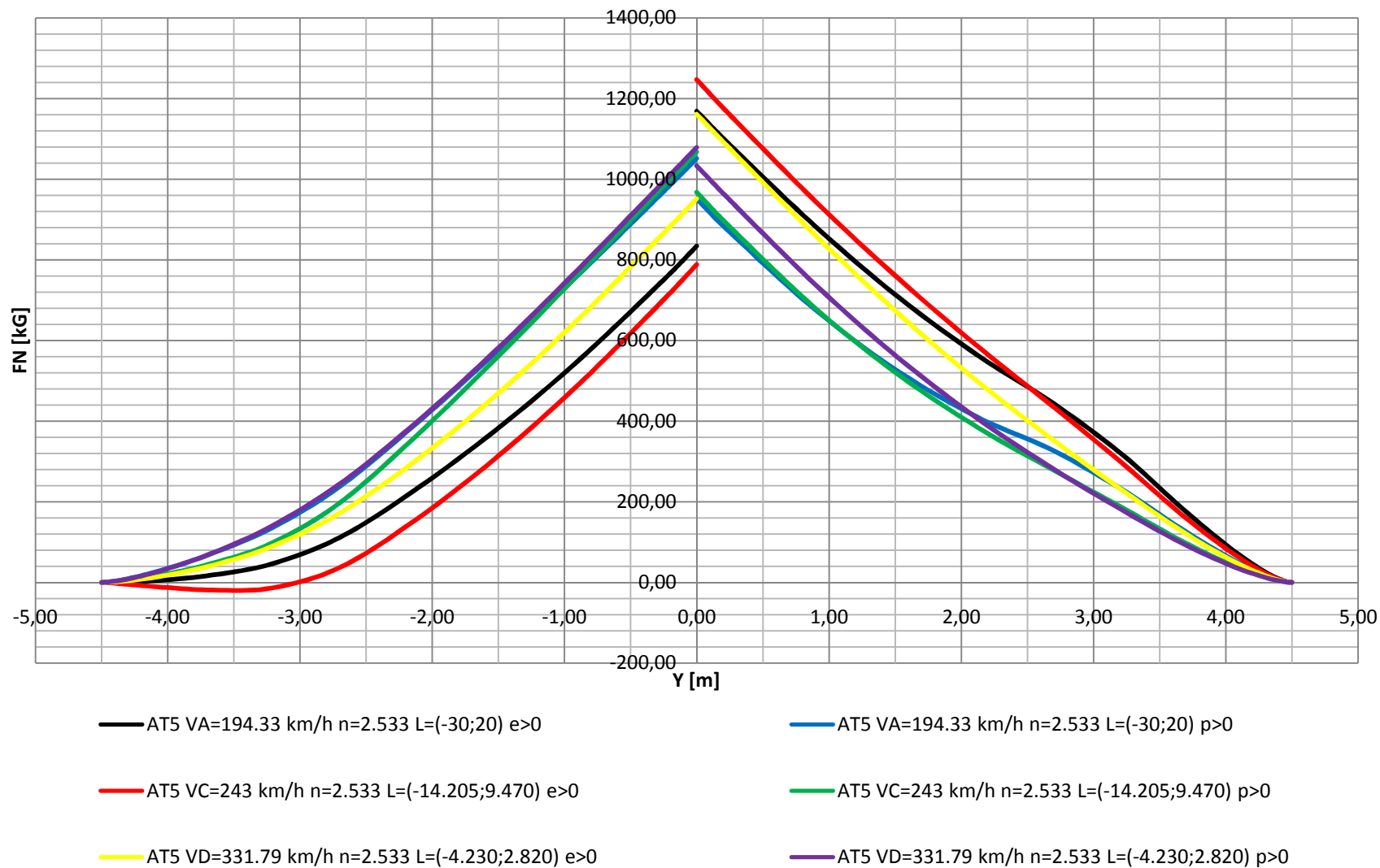
Rys. 3.29. Rozkład aerodyn. momentu  $MT$  [kGm] wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt D obwiedni obciążeń  $V=331.79$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\epsilon=0$ . Wychylenie lotek:  $+2.820^\circ$  w dół,  $-4.230^\circ$  w górę.



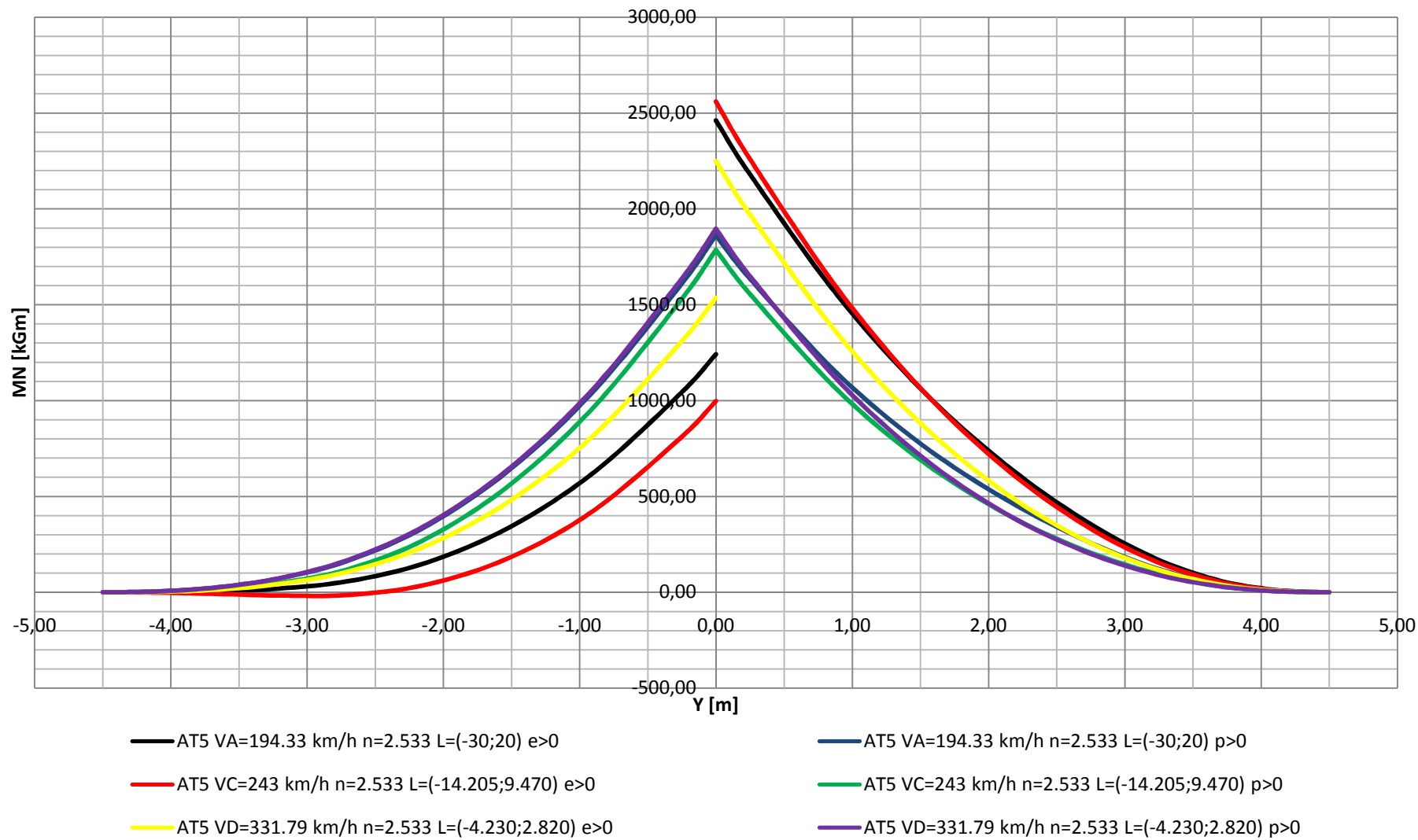
Rys. 3.30. Rozkład aerodyn. momentu MS [kGm] względem 25% cięciwy wzdłuż rozpiętości. AT5 – punkt D obwiedni obciążeń  $V=331.79$  km/h,  $n=2.533$ ,  $p>0$ ,  $\epsilon=0$ . Wchylenie lotek:  $+2.820^\circ$  w dół,  $-4.230^\circ$  w górę.



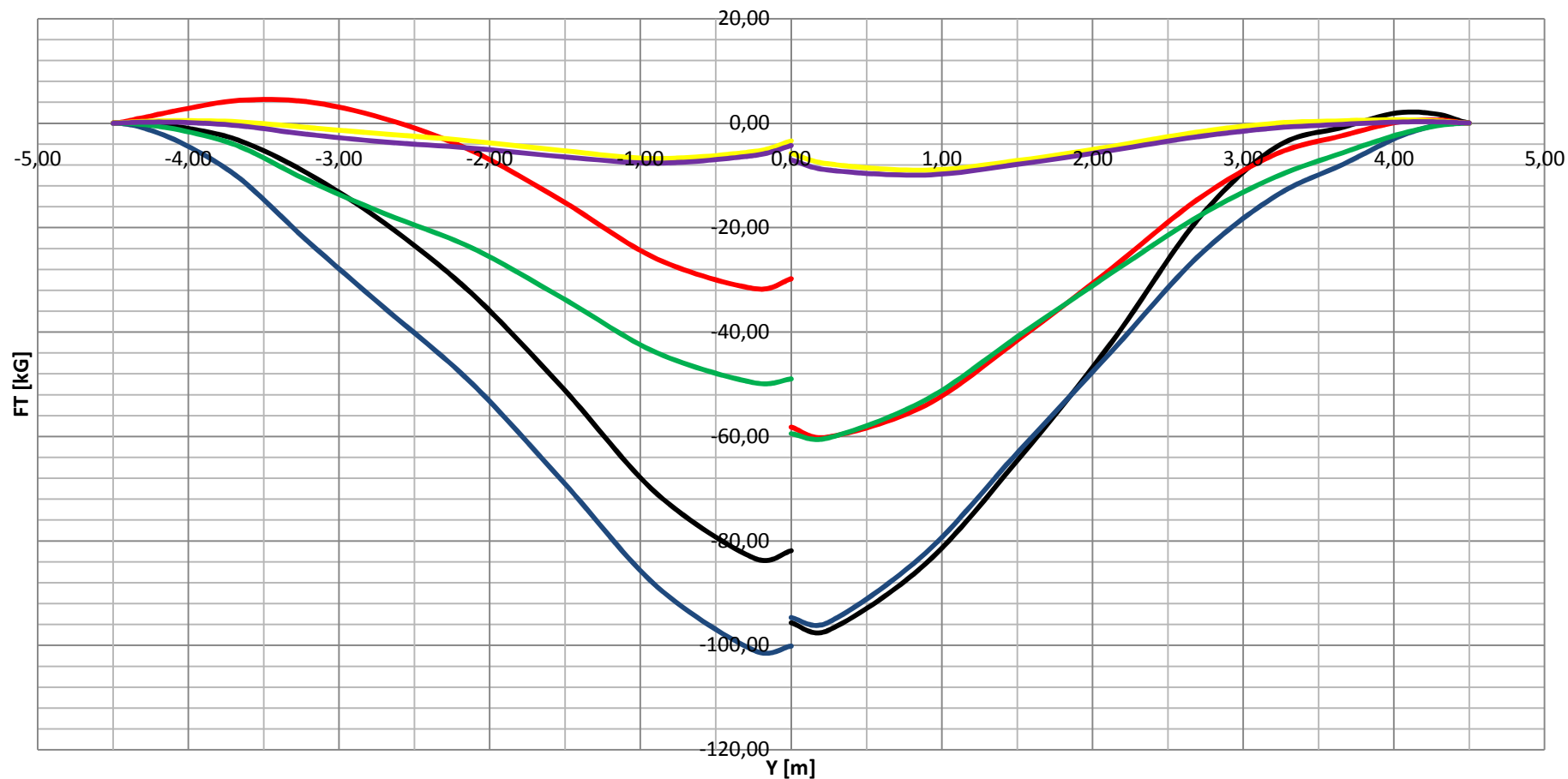
### **3.2 Porównanie obciążeń dla przypadków A, C i D**



Rys. 3.31 Rozkład aerodyn. siły  $F_N$  [kG] wzdłuż rozpiętości.

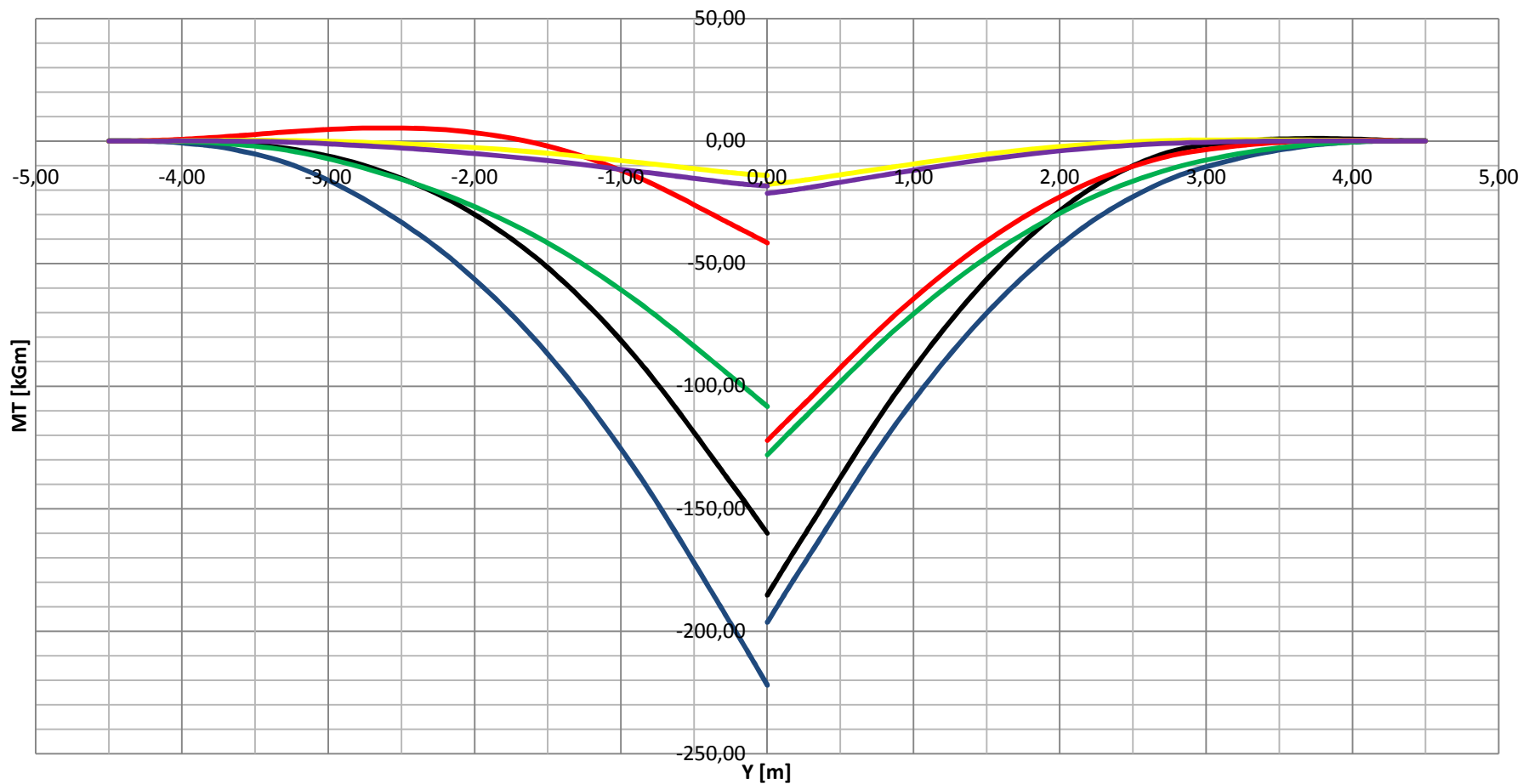


Rys. 3.32 Rozkład aerodyn. momentu  $MN$  [kGm] wzdłuż rozpiętości.



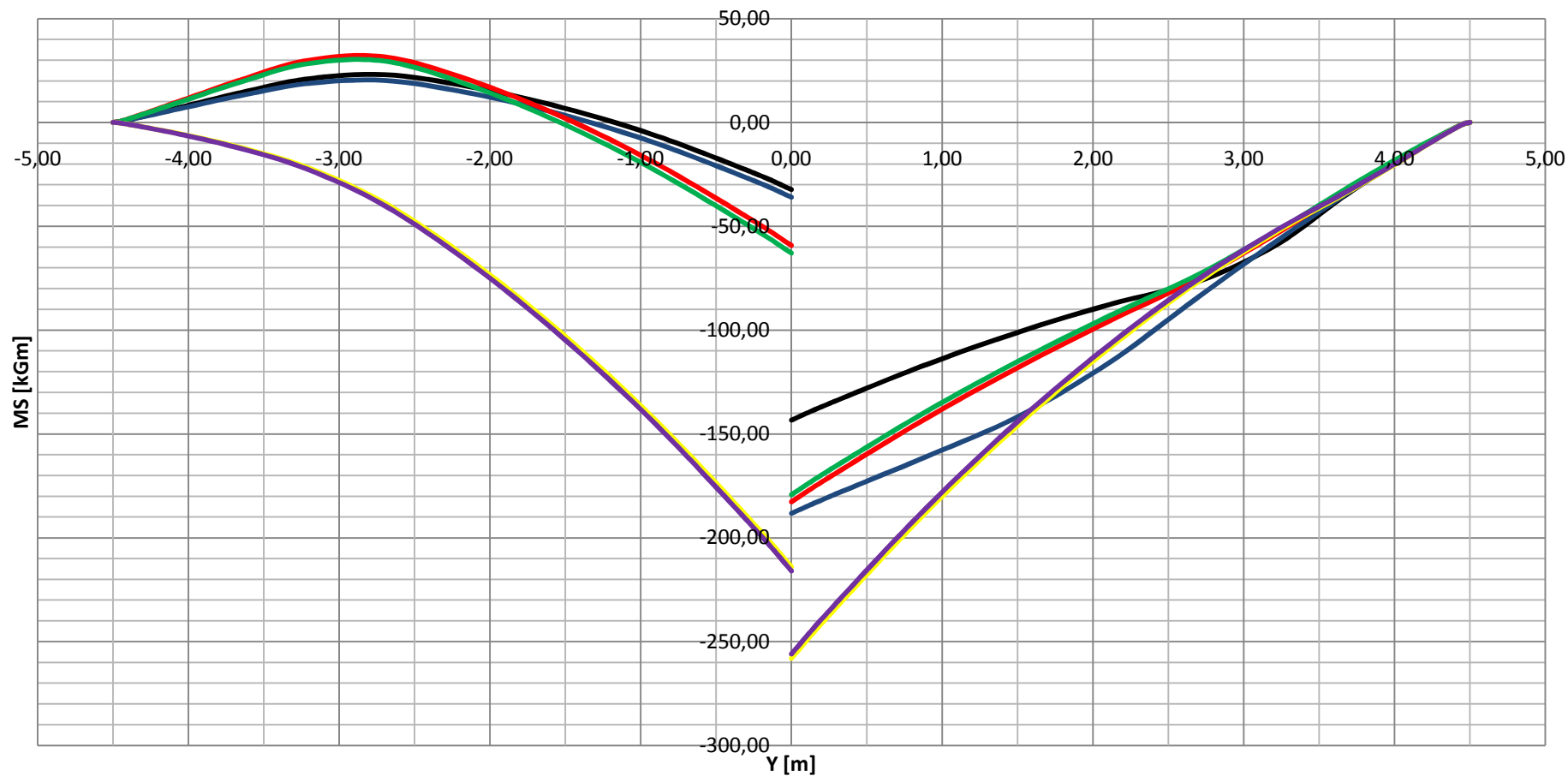
- AT5 VA=194.33 km/h n=2.533 L=(-30;20) e>0      — AT5 VA=194.33 km/h n=2.533 L=(-30;20) p>0
- AT5 VC=243 km/h n=2.533 L=(-14.205;9.470) e>0      — AT5 VC=243 km/h n=2.533 L=(-14.205;9.470) p>0
- AT5 VD=331.79 km/h n=2.533 L=(-4.230;2.820) e>0      — AT5 VD=331.79 km/h n=2.533 L=(-4.230;2.820) p>0

Rys. 3.33 Rozkład aerodyn. siły FT [kG] wzdłuż rozpiętości.



- AT5 VA=194.33 km/h n=2.533 L=(-30;20) e>0
- AT5 VA=194.33 km/h n=2.533 L=(-30;20) p>0
- AT5 VC=243 km/h n=2.533 L=(-14.205;9.470) e>0
- AT5 VC=243 km/h n=2.533 L=(-14.205;9.470) p>0
- AT5 VD=331.79 km/h n=2.533 L=(-4.230;2.820) e>0
- AT5 VD=331.79 km/h n=2.533 L=(-4.230;2.820) p>0

Rys. 3.34 Rozkład aerodyn. momentu MT [kGm] wzdłuż rozpiętości.



- AT5 VA=194.33 km/h n=2.533 L=(-30;20) e>0
- AT5 VA=194.33 km/h n=2.533 L=(-30;20) p>0
- AT5 VC=243 km/h L=(-14.205;9.470) e>0
- AT5 VC=243 km/h n=2.533 L=(-14.205;9.470) p>0
- AT5 VD=331.79 km/h L=(-4.230;2.820) e>0
- AT5 VD=331.79 km/h n=2.533 L=(-4.230;2.820) p>0

Rys. 3.35. Rozkład aerodyn. momentu  $MS$  [kGm] wzdłuż rozpiętości względem 25% cięciwy.