

Justyna Pluta

Grupa: 6- środa 11:15-12:00

Samolot ultralekki jednomiejscowy górnopłat

Prowadzący: mgr inż. Bogdan Hernik

Politechnika Warszawska

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa
Zakład Samolotów i Śmigłowców

Budowa i Projektowanie Obiektów Latających Projekt

WARSZAWA 2020/21

Justyna Pluta

Grupa: 6- środa 11:15-12:00

Prowadzący: mgr inż. Bogdan Hernik

Projekt 7

Obciążenia skrzydła

Data oddania projektu: 20.01.2021

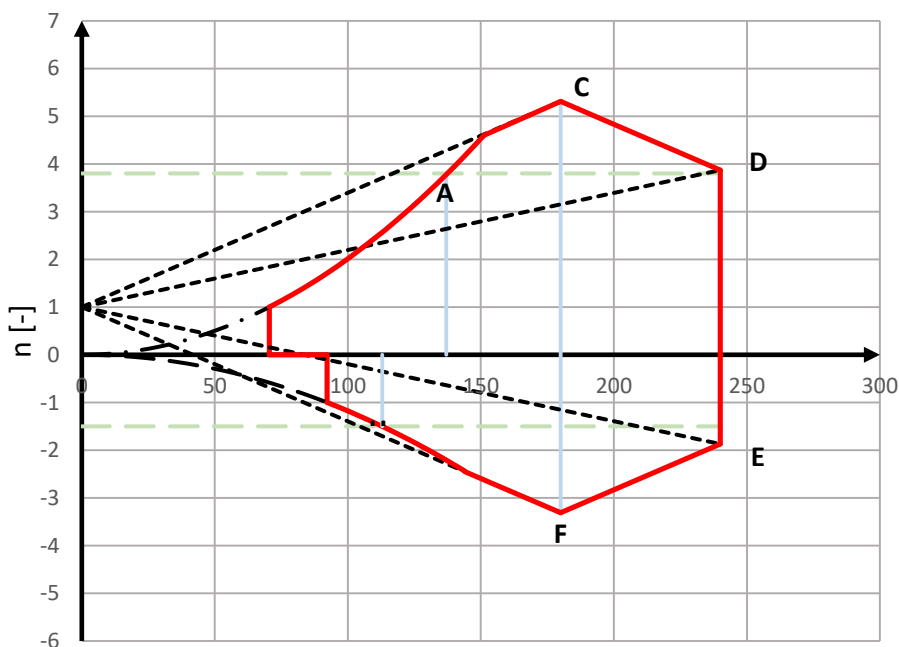
Ocena:.....

1. Dane masowe samolotu

Wyznaczając obciążenia skrzydła bazuję na analizie masowej samolotu z *Projektu 3*: przyjmuję II Wariant z maksymalną ilością paliwa w zbiornikach. Podczas obliczeń uwzględniłam siły aerodynamiczne, ciężar paliwa oraz ciężar struktury skrzydła. Pomijam zespół napędowy i podwozie, ponieważ w moim samolocie elementy te nie są zamocowane do skrzydeł.

		[kg]	[m]
	Element	masa	x
1	Kadłub	17,00	0,5
2	Belk ogonowa	6,00	2,8
3	Skrzydło lewe	15,00	0,875
4	Skrzydło prawe	15,00	0,875
5	Statecznik poziomy lewy	2,50	4,25
6	Statecznik poziomy prawy	2,50	4,25
7	Statecznik pionowy	3,50	4,125
8	Podwozie główne prawe	6,00	1,075
9	Podwozie główne lewe	6,00	1,075
10	Podwozie przednie	4,00	-0,725
11	Zespół napędowy (silnik, śmigło, chłodnica, instalacja, system paliwowy, strowanie silnika)	59,00	-1
12	Układ sterowania (linki, popychacze)	2,00	1,5
13	Awionika (oprzyrządowanie, instrumenty pomiarowe, radiostacja)	5,00	-0,25
14	Akumulator	10,00	2,125
15	Wypośażenie (fotel, obudowy)	1,50	0,5
16	Zbiornik paliwa w prawym skrzydle	45,5	-0,625
17	Zbiornik paliwa w lewym skrzydle	45,5	-0,625

2. Punkt obwiedni obciążeń



Wybrano punkt C ze względu na ograniczenie od podmuchu, które wystaje poza obwiednię obciążeń od manewrów

Punkt C

M	Masa projektowa	315 kg
g	Przyspieszenie ziemskie	9,81 $\frac{m}{s^2}$
S	Powierzchnia płata	8,54 m ²
b	Rozpiętość	7,69 m

$$V_c = 180 \frac{km}{h} = 50 \frac{m}{s}$$

$$n = 5,31$$

$$C_z = \frac{2 \cdot n \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{2 \cdot 5,31 \cdot 315 \cdot 9,81}{1,225 \cdot 50^2 \cdot 8,54} = 1,255$$

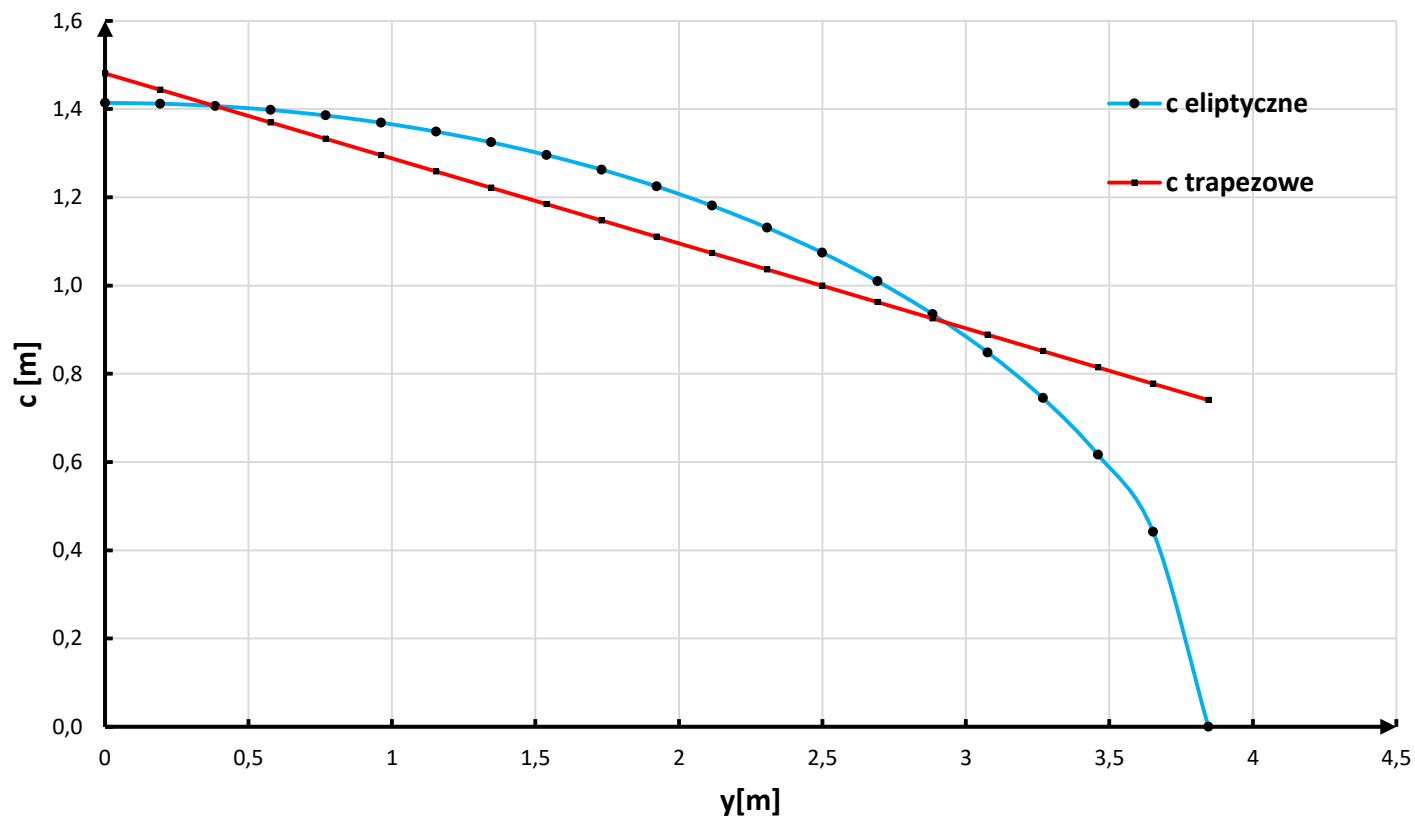
3.Rozkład Schrenka

3.1 Tabela

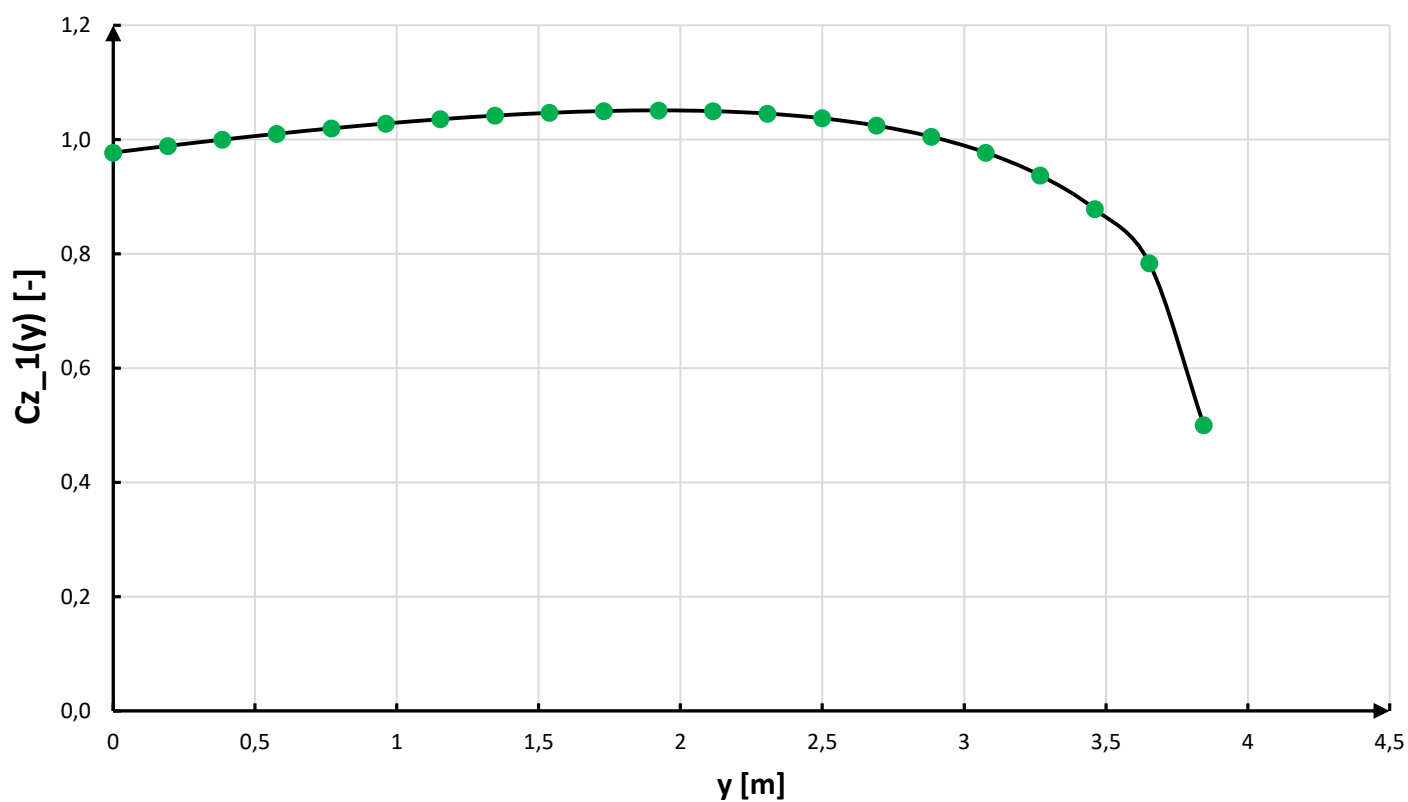
	bezwymiarowo	Rozkład cięciwy wzdłuż rozpiętości		Współczynnik jednostkowy
$\frac{b}{2} [m]$	$\frac{b}{2} [-]$	eliptyczny	trapezowy	Cz_1(y)
0	0	1,41	1,48	0,98
0,19225	0,05	1,41	1,44	0,99
0,3845	0,1	1,41	1,41	1,00
0,57675	0,15	1,40	1,37	1,01
0,769	0,2	1,39	1,33	1,02
0,96125	0,25	1,37	1,30	1,03
1,1535	0,3	1,35	1,26	1,04
1,34575	0,35	1,32	1,22	1,04
1,538	0,4	1,30	1,18	1,05
1,73025	0,45	1,26	1,15	1,05
1,9225	0,5	1,22	1,11	1,05
2,11475	0,55	1,18	1,07	1,05
2,307	0,6	1,13	1,04	1,05
2,49925	0,65	1,07	1,00	1,04
2,6915	0,7	1,01	0,96	1,02
2,88375	0,75	0,94	0,93	1,01
3,076	0,8	0,85	0,89	0,98
3,26825	0,85	0,74	0,85	0,94
3,4605	0,9	0,62	0,81	0,88
3,65275	0,95	0,44	0,78	0,78
3,845	1	0,00	0,74	0,50

3.2 Wykresy rozkładu cięciwy i jednostkowego współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości

Rozkład cięciw



Jednostkowy współczynnik siły nośnej



4. Obciążenia skrzydła

4.1 Podział skrzydła

Skrzydło samolotu dzielię na 20 segmentów- pasków o stałej szerokości **0,19225 m**, którym przypisane będą określone parametry:

- ✓ cięciwa danego paska
- ✓ jednostkowy współczynnik siły nośnej
- ✓ obciążenie od sił aerodynamicznych
- ✓ obciążenie od struktury skrzydła
- ✓ obciążenie od ciężaru paliwa (dotyczy tylko segmentów, które obejmują zbiorniki paliwa)

Cięciwy kolejnych segmentów obliczono jako średnią arytmetyczną dwóch sąsiednich punktów z rozkładu trapezowego cięciwy. W taki sam sposób określono współczynnik jednostkowej siły nośnej dla danego paska.

Wzory i przykładowe obliczenia dla *paska nr 1*:

- współczynnik siły nośnej danego segmentu „*p*”

$$C_{Zpj} = \frac{C_{Zi} + C_{Zi+1}}{2}, \quad \text{gdzie } j = 1, 2, \dots, 20 \quad i = 1, 2, \dots, 21$$

- cięciwa danego segmentu „*p*”

$$c_{pj} = \frac{c_i + c_{i+1}}{2}$$

- pole powierzchni danego segmentu „*p*”

$$S_{pj} = 0,19225 \cdot c_j$$

$$c_{p1} = \frac{c_1 + c_2}{2} = \frac{1,481 + 1,444}{2} = 1,46 \text{ m}$$

$$C_{Zp1} = \frac{C_{Z1} + C_{Z2}}{2} = \frac{0,977 + 0,989}{2} = 0,98 [-]$$

$$S_{p1} = 0,19225 \cdot 1,462 = 0,281 \text{ m}^2$$

4.2 Oszacowanie obciążeń przypadających na jeden segment skrzydła

Obciążenia aerodynamiczne

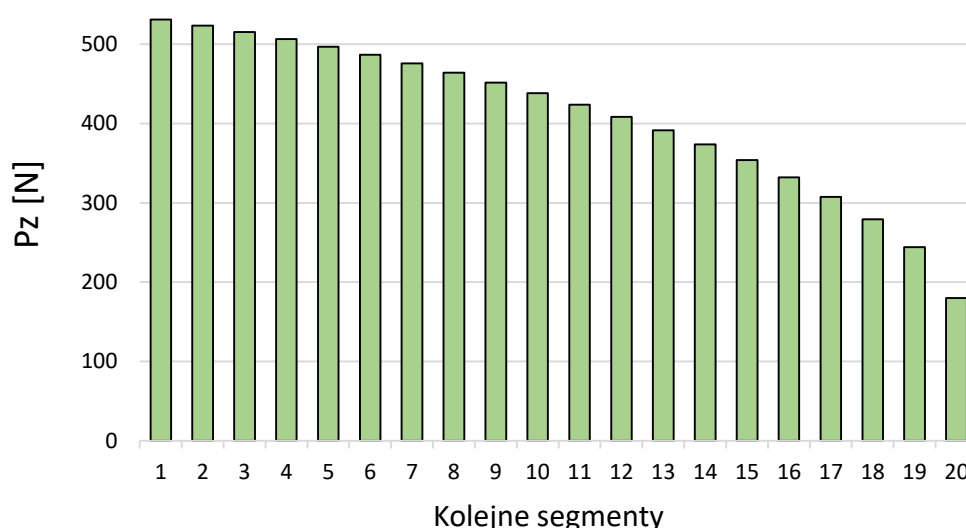
Korzystam ze wzoru opartego na rozkładzie jednostkowej siły nośnej i współczynnika obciążeń n :

$$P_{Z_j} = C_{Z_{pj}} \cdot \frac{s_{pj}}{s} \cdot m \cdot g \cdot n$$

$$P_{Z_1} = 0,983 \cdot \frac{0,281}{8,54} \cdot 315 \cdot 9,81 \cdot 5,31 = 531 \text{ N}$$

$$P_{Z_{całkowite}} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot n \cdot g = \frac{1}{2} \cdot 315 \cdot 5,31 \cdot 9,81 = 8204,3 \text{ N}$$

Obciążenia aerodynamiczne



Wartość obciążenia aerodynamicznego obliczonego jako suma poszczególnych elementów wynosi:

$$P_{Z_{numerycznie}} = 8183,6 \text{ N}$$

Błąd względny pomiędzy wartością obliczoną w sposób ścisły, a metodą numeryczną wynika m.in. z przybliżeń rozkładu cięciwy i współczynnika siły nośnej i wynosi:

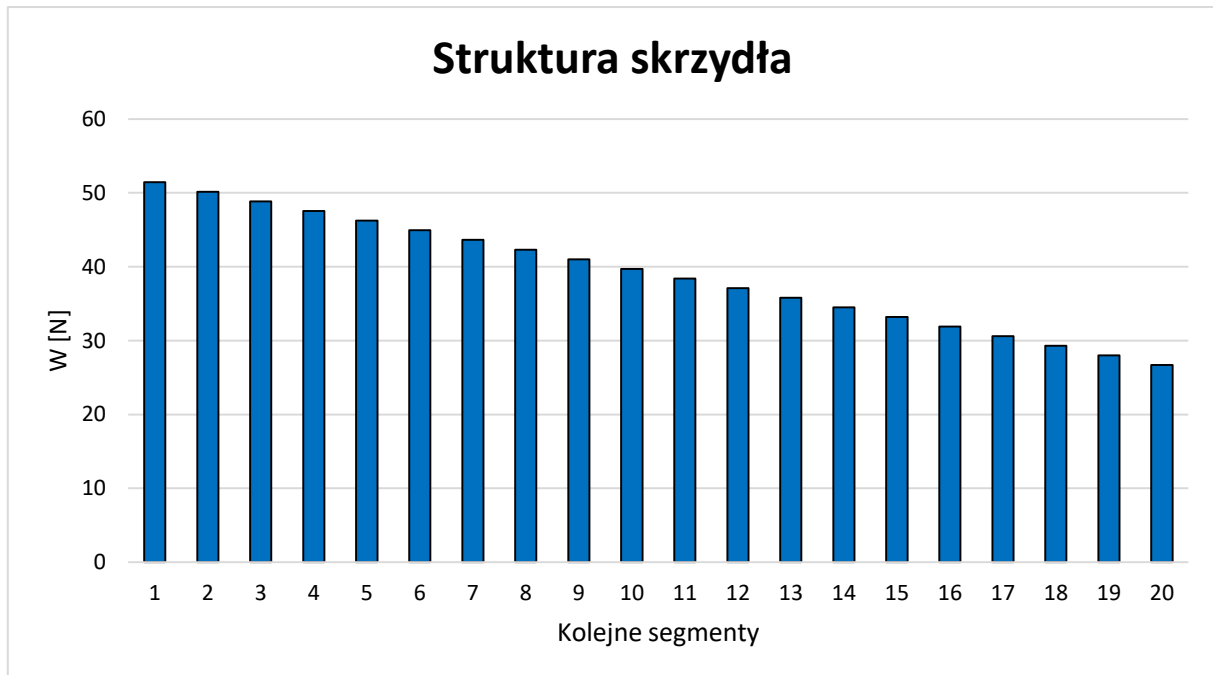
$$\frac{|P_{Z_{całkowite}} - P_{Z_{numerycznie}}|}{P_{Z_{całkowite}}} \cdot 100\% = 0,25\%$$

Obciążenia od ciężaru struktury

$$W_j = \text{ciężar całego płata} \cdot \frac{s_{pj}}{s}$$

$$W_1 = 30 \cdot 9,81 \cdot \frac{0,281}{8,54} \cdot 5,31 = 51,4 N$$

$$W_{\text{całkowite}} = 15 \cdot 9,81 \cdot 5,31 = 781,4 N$$

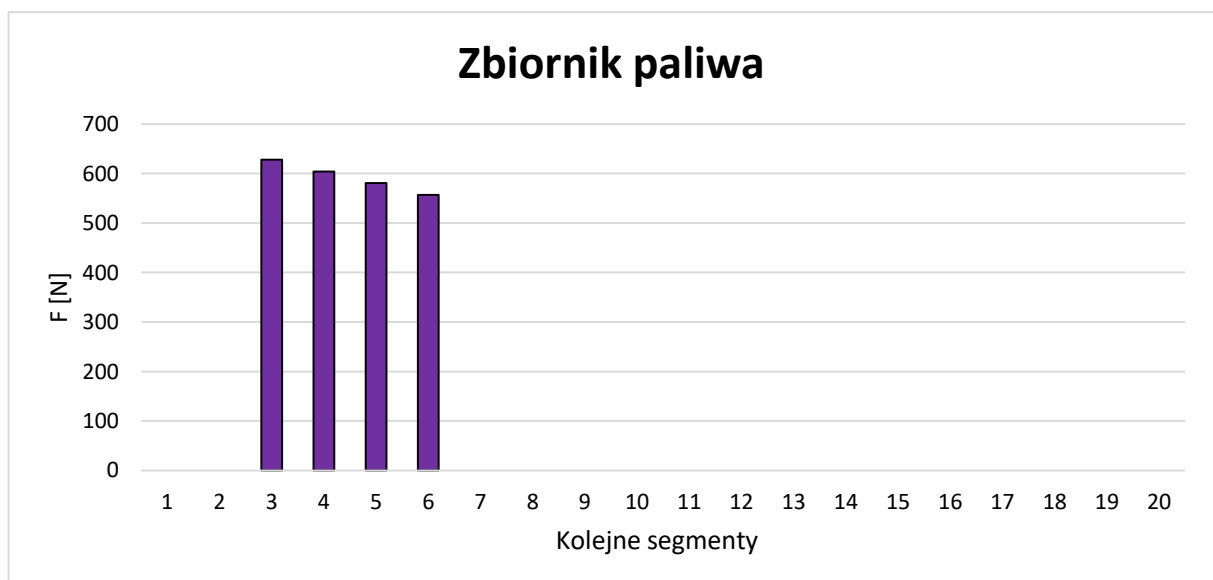


Obciążenia od paliwa

Umieszczenie zbiorników paliwa oszacowano na podstawie rysunku z *Projektu 3*. Uwzględniając zmienną grubość profilu wzdłuż rozpiętości, przyjęto liniowy spadek paliwa w kolejnych segmentach.

Całkowity ciężar paliwa w jednym skrzydle dla wariantu z maksymalną ilością paliwa to:

$$F_{\text{całkowite}} = m_f \cdot g \cdot n = 45,5 \cdot 9,81 \cdot 5,31 = 2370,1 N$$



4.3 Tabela informacyjna i porównanie wyników

W tabeli zebrano wszystkie obciążenia dla każdego z segmentów:

Pasek j	Cięciwa [m]	Cz [-]	Pole powierzchni [m ²]	Pz [N]	W [N]	F [N]
1	1,46	0,98	0,281	531,0	51,4	0,0
2	1,43	0,99	0,274	523,5	50,1	0,0
3	1,39	1,00	0,267	515,3	48,8	628,1
4	1,35	1,01	0,260	506,5	47,5	604,2
5	1,31	1,02	0,253	497,0	46,2	580,8
6	1,28	1,03	0,246	486,8	44,9	557,0
7	1,24	1,04	0,238	475,8	43,6	0,0
8	1,20	1,04	0,231	464,1	42,3	0,0
9	1,17	1,05	0,224	451,5	41,0	0,0
10	1,13	1,05	0,217	438,1	39,7	0,0
11	1,09	1,05	0,210	423,7	38,4	0,0
12	1,06	1,05	0,203	408,2	37,1	0,0
13	1,02	1,04	0,196	391,6	35,8	0,0
14	0,98	1,03	0,189	373,5	34,5	0,0
15	0,94	1,01	0,181	353,8	33,2	0,0
16	0,91	0,99	0,174	332,0	31,9	0,0
17	0,87	0,96	0,167	307,6	30,6	0,0
18	0,83	0,91	0,160	279,3	29,3	0,0
19	0,80	0,83	0,153	244,3	28,0	0,0
20	0,76	0,64	0,146	179,9	26,7	0,0
Suma			4,27*	8183,6	781,4	2370,1

W ostatnim wierszu tabeli przedstawiono wartości obciążeń po zsumowaniu pasków. Konfrontując wyniki z obliczonymi w punkcie 4.2 przyjmuję, iż obliczenia zostały wykonane poprawnie.

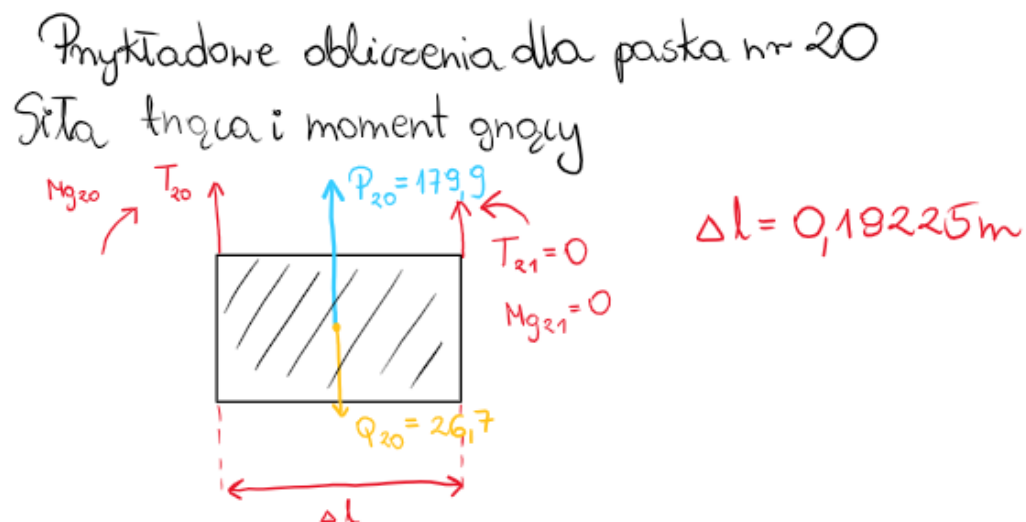
*Obliczenia wykonywane dla jednego skrzydła, suma powierzchni poszczególnych pasów musi być równa:

$$\frac{S}{2} = \frac{8,54}{2} = 4,27 \text{ m}^2$$

5. Siła tnąca i moment gnący

Obliczenia wytrzymałości skrzydła na zginanie- składowej sił tnącej oraz momentu gnącego wykonano dla poszczególnych segmentów rozpoczynając od końca skrzydła, aż do osi symetrii samolotu. W kolejnych krokach wartości siły i momentu sumowano. Dla segmentów 3-6 uwzględniono ciężar paliwa.

Proces obliczeniowy przedstawiono na schemacie poniżej:



$$T_{20} + P_{20} - Q_{20} + T_{21} = 0$$

$$T_{20} = Q_{20} - P_{20} - T_{21} = 26,7 - 179,9 - 0 = -153,2 \text{ [N]}$$

$$M_{g20} - P_{20} \cdot \frac{\Delta l}{2} + Q_{20} \cdot \frac{\Delta l}{2} - M_{g21} - T_{21} \cdot \Delta l = 0$$

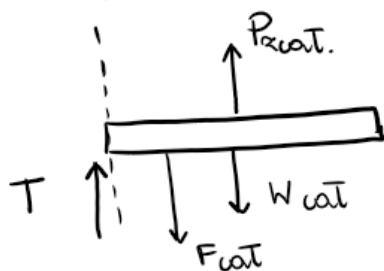
$$M_{g20} = P_{20} \cdot \frac{\Delta l}{2} - Q_{20} \cdot \frac{\Delta l}{2} + M_{g21} + T_{21} \cdot \Delta l = 179,9 \cdot \frac{0,19225}{2} - 26,7 \cdot \frac{0,19225}{2} + 0 + 0 \cdot 0,19225$$

$$M_{g20} = 14,73 \text{ [Nm]}$$

W tabeli poniżej zebrano wartości sił i momentów dla poszczególnych punktów na brzegach segmentów (konwencja znaków w tabeli i na wykresach odwrotna do umieszczonej na schemacie). Wartość siły tnącej została podzielona na obciążenia- działające dodatnio wywołane siłami aerodynamicznymi oraz odciążenia masowe -działające ujemnie (struktura skrzydła i ciężar paliwa). Chcąc zweryfikować poprawność wykonanych obliczeń porównuję wartość obciążenia w osi symetrii samolotu (zaznaczone na zielono) z całkowitą siłą nośną generowaną na skrzydle.

Punkt i	Obciążenia [N]	Odciążenia [N]	Siła tnąca [N]	Mg [Nm]
1	8183,61	-3151,44	5032,18	10504,30
2	7652,65	-3100,00	4552,65	9582,96
3	7129,18	-3049,86	4079,32	8753,21
4	6613,86	-2372,95	4240,91	7953,42
5	6107,37	-1721,24	4386,13	7124,15
6	5610,38	-1094,21	4516,17	6268,42
7	5123,61	-492,26	4631,35	5389,11
8	4647,79	-448,63	4199,15	4540,28
9	4183,70	-406,31	3777,38	3773,53
10	3732,15	-365,29	3366,86	3086,79
11	3294,04	-325,57	2968,47	2477,81
12	2870,32	-287,15	2583,17	1944,16
13	2462,08	-250,04	2212,04	1483,22
14	2070,49	-214,22	1856,27	1092,15
15	1696,97	-179,71	1517,26	767,87
16	1343,16	-146,51	1196,66	507,00
17	1011,12	-114,60	896,52	305,79
18	703,53	-84,00	619,53	160,06
19	424,25	-54,70	369,56	64,98
20	179,94	-27,70	153,24	14,73
21	0	0	0	0

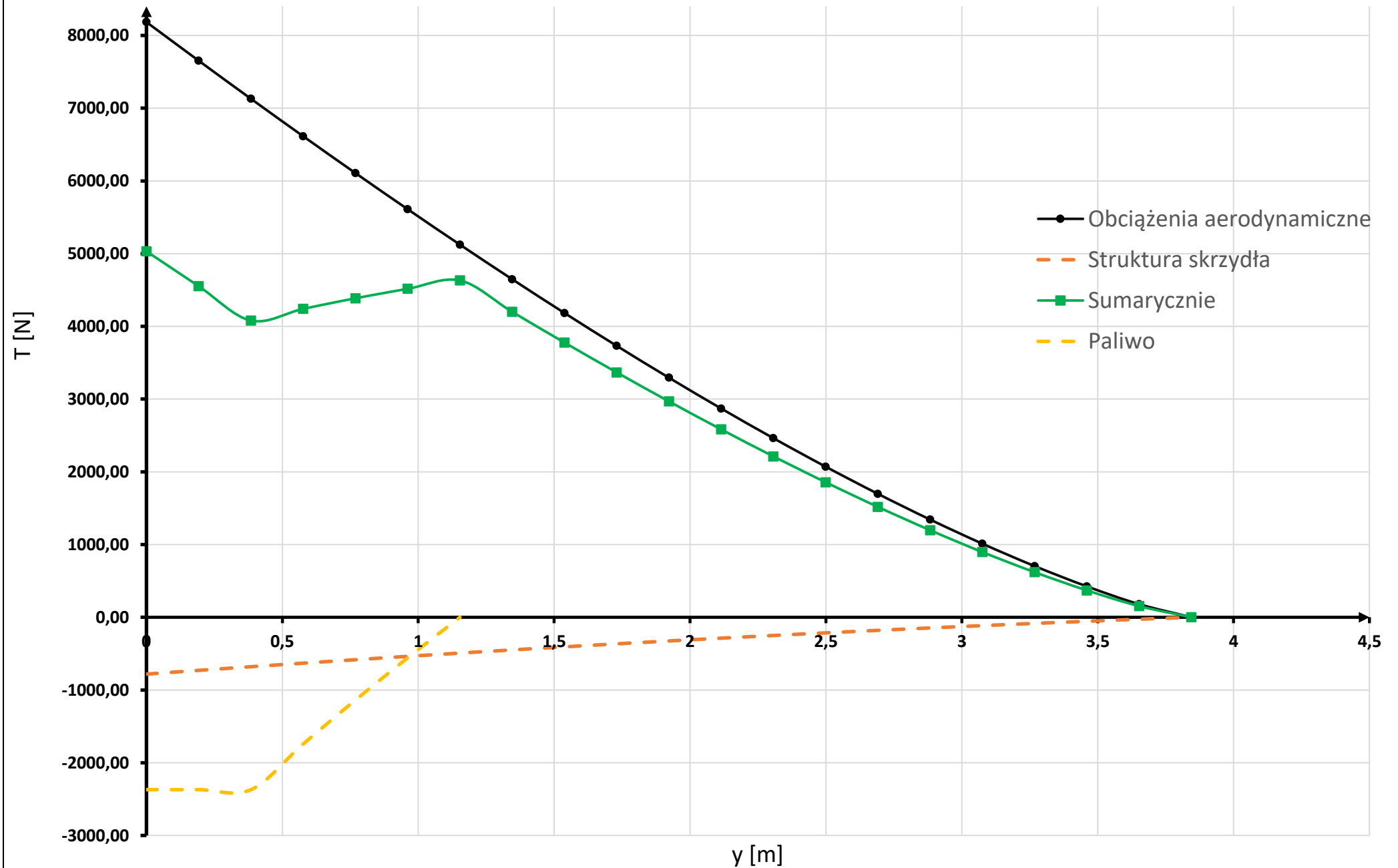
oś symetrii



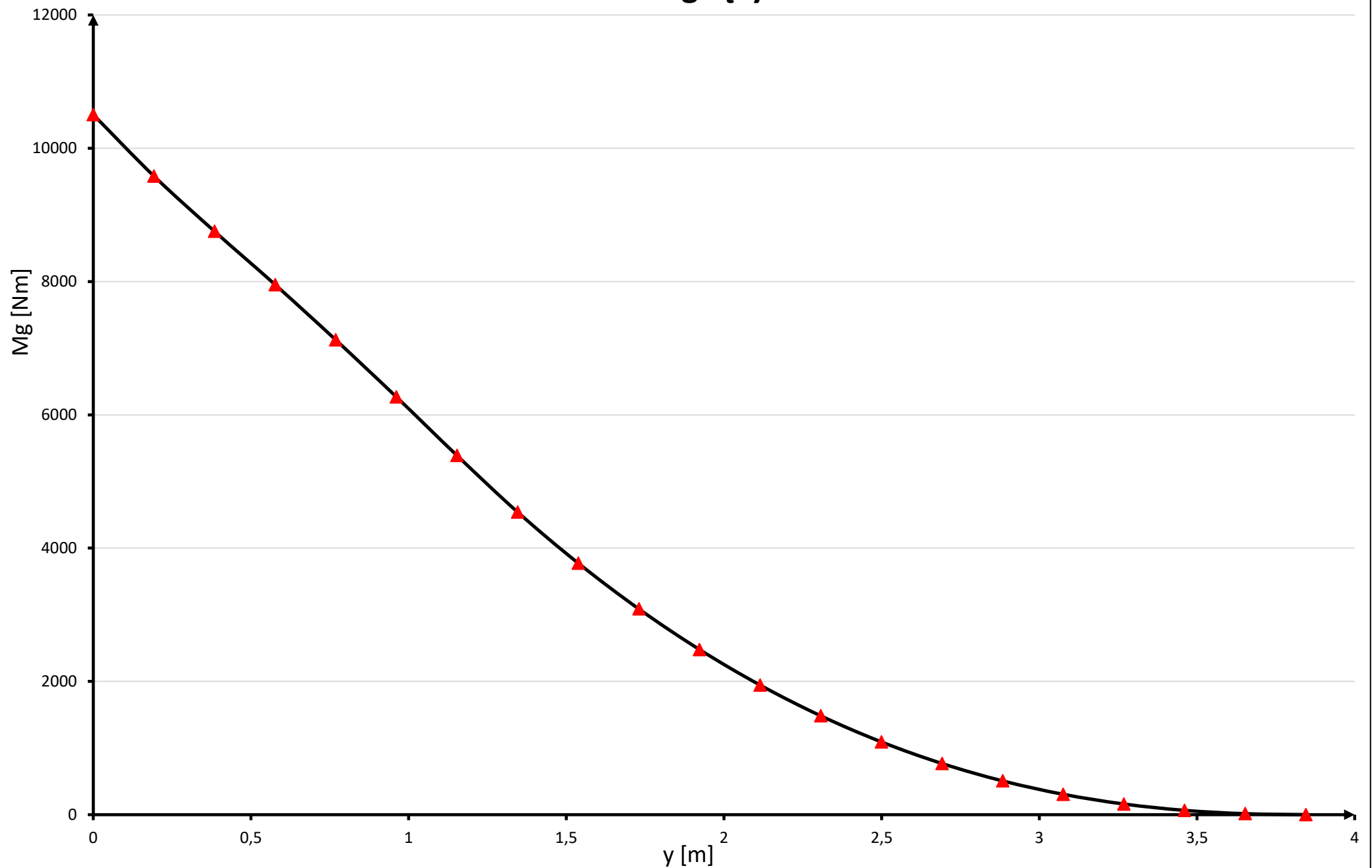
$$\begin{aligned}
 T &= F_{wiat} + W_{wiat} - P_{zwiat} = \\
 &= 2370,1 + 781,4 - 8183,6 \\
 T &= -5032,18[N]
 \end{aligned}$$

Sprawdzenie poprawności wyników siły tnącej. Siła tnąca obliczona w osi symetrii samolotu (suma sił aerodynamicznych i odciążeń masowych) jest równa wartości uzyskanej w tabeli metoda numeryczną (zaznaczone na niebiesko)

Siła tnąca

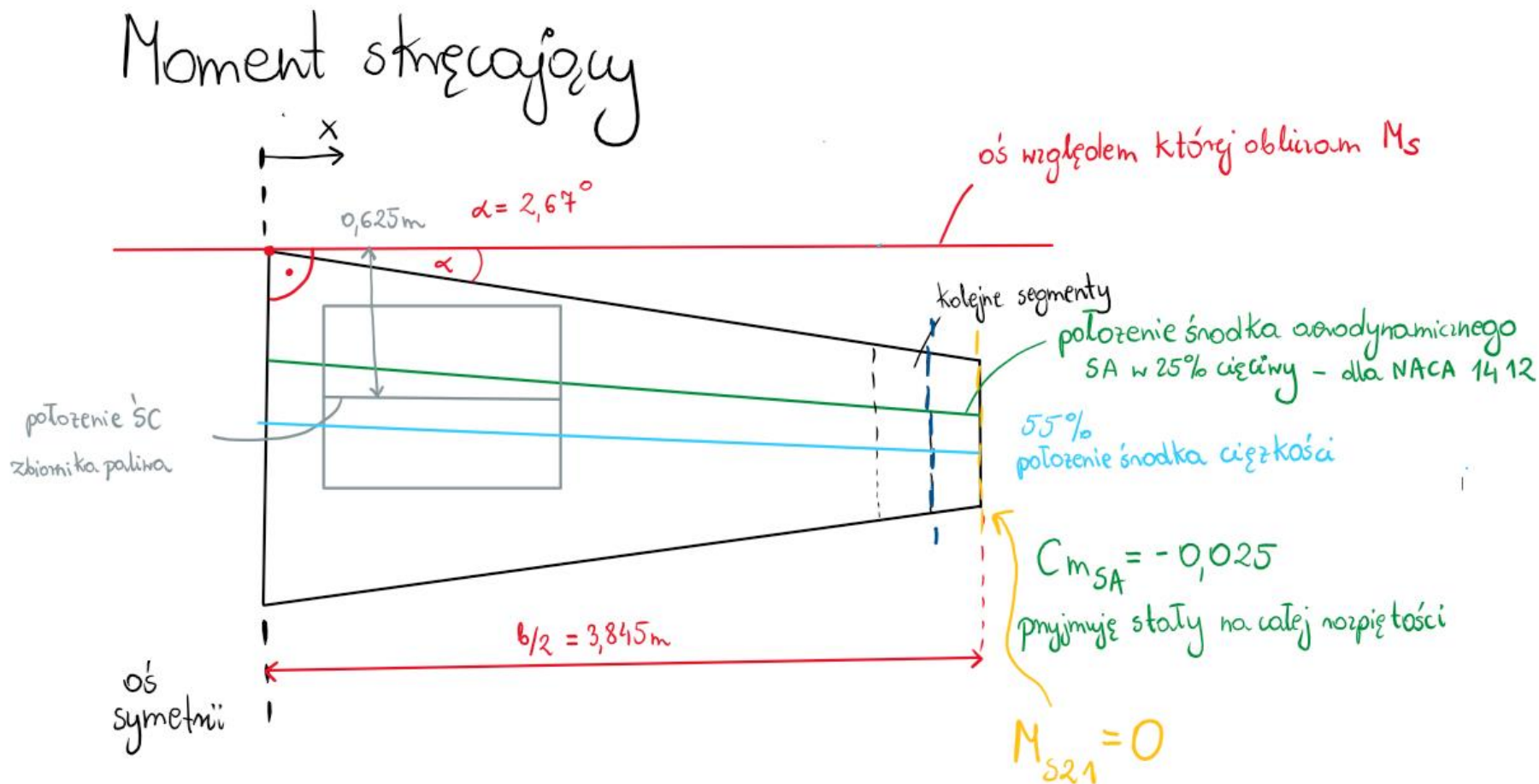


Moment gnący



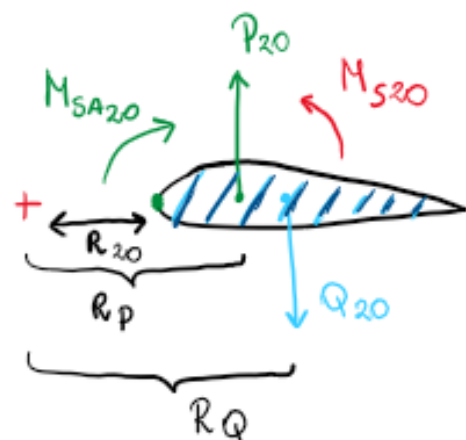
6. Moment skręcający

W celu wyznaczenia momentu skręcającego skrzydła wybieram prostą względem, której będzie liczony moment. Korzystając z *Projektu 3* odczytuję skos krawędzi natarcia skrzydła. Wyznaczam prostą przez środki ciężkości poszczególnych pasów-55% cięciwy. Prostą przechodzącą przez środki aerodynamiczne poszczególnych profili NACA 1412- 25% cięciwy. Z charakterystyk aerodynamicznych odczytuję współczynnik momentu aerodynamicznego $C_{m_{SA}} = -0,025$ (moment pochylający profilu. Odczytuję odległość środka ciężkości zbiornika paliwa. Poszczególne siły aerodynamiczne umieszczam schematycznie w środku paska w SA, siłę ciężkości od struktury skrzydła i paliwa w $\dot{S}C_w$ i $\dot{S}C_F$.



Przykładowe obliczenia:

Przekrój na brzegu paska nr 20



$$M_{SA_{20}} = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S_i \cdot C_m \cdot c_i$$

$$\frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 50^2 \cdot 0,146 \cdot (0,025) \cdot 0,759$$

$$M_{SA_{20}} = -4,24 \text{ [Nm]}$$

S_i - pole segmentu i
 c_i - ciężar segmentu i

$$-M_{S20} + M_{SA_{20}} - P_{20} \cdot R_{p20} + Q_{20} \cdot R_{Q20} + M_{S21} = 0$$

$$M_{S20} = M_{SA_{20}} - P_{20} R_{p20} + Q_{20} R_{Q20} + M_{S21}$$

$$R_{p20} = R_{20} + 0,25 c_{20}, \quad R_{20} = x_{20} \cdot \tan \alpha = 3,749 \cdot \tan 2,67^\circ = 0,175 \text{ [m]}$$

$$R_{p20} = 0,175 + 0,25 \cdot 0,759 = 0,365 \text{ [m]}$$

$$R_{Q20} = R_{20} + 0,55 c_{20} = 0,175 + 0,55 \cdot 0,759 = 0,592 \text{ [m]}$$

$$M_{S20} = -4,24 - 179,9 \cdot 0,365 + 26,7 \cdot 0,592 + 0 = -54,0 \text{ [Nm]}$$

Punkt i	x- odległość do środka pasków [m]	R-odległość osi do noska [m]	25 % ciężkiwy [m]	55% ciężkiwy [m]	*R_P [m]	*R_Q [m]	Moment aerodynamiczny [Nm]	*Moment skręcający [Nm]
1	0,096	0,004	0,37	0,80	0,370	0,809	15,74	1158,7
2	0,288	0,013	0,36	0,78	0,370	0,797	14,95	988,0
3	0,481	0,022	0,35	0,76	0,369	0,786	14,18	819,5
4	0,673	0,031	0,34	0,74	0,369	0,775	13,44	1045,9
5	0,865	0,040	0,33	0,72	0,369	0,763	12,71	1259,9
6	1,057	0,049	0,32	0,70	0,369	0,752	12,00	1462,1
7	1,250	0,058	0,31	0,68	0,368	0,740	11,32	1652,6
8	1,442	0,067	0,30	0,66	0,368	0,729	10,65	1498,4
9	1,634	0,076	0,29	0,64	0,368	0,718	10,01	1347,8
10	1,826	0,085	0,28	0,62	0,367	0,706	9,38	1201,1
11	2,019	0,094	0,27	0,60	0,367	0,695	8,78	1058,8
12	2,211	0,103	0,26	0,58	0,367	0,683	8,19	921,2
13	2,403	0,112	0,25	0,56	0,367	0,672	7,63	788,6
14	2,595	0,121	0,25	0,54	0,366	0,661	7,08	661,5
15	2,788	0,130	0,24	0,52	0,366	0,649	6,56	540,4
16	2,980	0,139	0,23	0,50	0,366	0,638	6,05	425,9
17	3,172	0,148	0,22	0,48	0,365	0,626	5,57	318,8
18	3,364	0,157	0,21	0,46	0,365	0,615	5,11	220,0
19	3,557	0,166	0,20	0,44	0,365	0,604	4,66	130,9
20	3,749	0,175	0,19	0,42	0,365	0,592	4,24	54,0
21	-	-	-	-	-	-	-	0

*Oznaczenia ramion jak na rysunku. Konwencja znaków przeciwna.

Moment skręcający

