



INSTYTUT LOTNICTWA

Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa
Tel. +48 22 846 00 11 wew. 219, 651,
Fax: +48 22 846 37 52
www.ilot.edu.pl, podwozia@ilot.edu.pl



EGZ. NR :

Tytuł pracy:

Obliczenia wytrzymałościowe elementów konstrukcji podwozia głównego samolotu AT5

Wykonano w:

ZAKŁADZIE BADAŃ SPRZĘTU I WYPOSAŻENIA LOTNICZEGO

Numer sprawozdania:

0168/48/CNTB/2014/RAP

Ilość stron:

34

Wykonano dla:

AT-P AVIATION

Adres: ul. Jugosłowska 15 lok. 239, 03-984 Warszawa

Opracował:

mgr inż. Rafał Jakubowski

Data:

2014.12.29

Sprawdził (autoryzował):

mgr inż. Ryszard Harla

Zatwierdził:

mgr inż. Andrzej Tywoniuk

Warszawa grudzień 2014



**Obliczenia wytrzymałościowe elementów konstrukcji
podwozia głównego samolotu AT5**

Numer dokumentu:
0168/48/CNTB/2014/RAP

Strona:
2/34

Dotyczy koncesji MSWiA <input type="checkbox"/> Nie dotyczy koncesji MSWiA <input checked="" type="checkbox"/>	
TYTUŁ PRACY	Obliczenia wytrzymałościowe elementów konstrukcji podwozia głównego samolotu AT5
RODZAJ PRACY:	Sprawozdanie
ZLECENIODAWCA	AT-P AVIATION
PRZEDMIOT ANALIZ:	Obliczenia wytrzymałościowe podwozia głównego samolotu AT5
OBIEKT ANALIZ:	Podwozie główne samolotu AT5
NR ZLECENIA ILOT:	CSWP. 51173.01
RAPORT ZAWIERA:	34 stron
DATA ROZPOCZĘCIA:	2013.09.02
DATA ZAKOŃCZENIA:	2015.05.15
SYMBOLE DOKUMENTÓW ZWIĄZANYCH:	Obciążenia podwozia samolotu AT-5 wg przepisów CS-VLA, Umowa nr 226/DU/2013/CNT
SŁOWA KLUCZOWE:	Obliczenia wytrzymałościowe, podwozie lotnicze
PLIK:	0168-48-BZ-2014-RAP_Obl_wytrz_PG_AT5_01_rj.docx
PROWADZĄCY PRACĘ	mgr inż.. Andrzej Tywoniuk
OPRACOWAŁ:	mgr inż. R. Jakubowski
SPRAWDZIŁ:	mgr inż. R. Harla
WYKONAWCY:	mgr inż. A. Tywoniuk, mgr inż. R. Harla, mgr inż. Z. Skorupka, mgr inż. P. Grygorcewicz, mgr inż. R. Jakubowski, mgr inż. Igor Paprzycki, mgr inż. Patrycja Podsiadło, tech. G. Balcerkiewicz, tech. Wiesław Lechniak, tech. Jerzy Pacholski

WYNIKI BADAŃ PODANE W NINIEJSZYM SPRAWOZDANIU ODNOŚĄ SIĘ WYŁĄCZNIE DO BADANYCH OBIEKTÓW

SPRAWOZDANIE MOŻE BYĆ POWIELANE JEDYNIEM W CAŁOŚCI, PO UZYSKANIU PISEMNEJ ZGODY KIEROWNIKA KOMÓRKI ORGANIZACYJNEJ

**DOKUMENT I INFORMACJE W NIM ZAWARTE SĄ OPRACOWANIEM
INSTYTUTU LOTNICTWA I PODLEGAJĄ OCHRONIE PRAWEM AUTORSKIM**

All rights reserved. Disclosure to third parties of this document or any part thereof, or the use of any information contained therein for purposes other than provided for by this document, is not permitted, except with prior and express written permission.

STRESZCZENIE

W sprawozdaniu przedstawiono obliczenia wytrzymałościowe podwozia głównego samolotu AT5 podlegającego przepisom lotniczym CS-VLA. Obliczenia przeprowadzono metodami analitycznymi oraz przy użyciu MES zaimplementowanej w programie FEMAP 10 with NX Nastran.

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	

WSZELKIE PRAWA ZASTRZEŻONE. OPRACOWANIE I INFORMACJE W NIM ZAWARTE PODLEGAJĄ OCHRONIE PRAWEM AUTORSKIM. POWIELANIE KOPIOWANIE W JAKIKOLWIEK SPOSÓB ORAZ UDOSTĘPNIANIE CAŁOŚCI LUB FRAGMENTÓW DOKUMENTU STRONOM TRZECIM, BEZ UZYSKANIA WCZEŚNIEJ PISEMNEJ ZGODY INSTYTUTU LOTNICTWA, JEST ZABRONIONE.

ALL RIGHTS RESERVED. DISCLOSURE TO THIRD PARTIES OF THIS DOCUMENT OR ANY PART THEREOF, OR THE USE OF ANY INFORMATION CONTAINED THEREIN FOR PURPOSES OTHER THAN PROVIDED FOR BY THIS DOCUMENT, IS NOT PERMITTED, EXCEPT WITH PRIOR AND EXPRESS WRITTEN PERMISSION OF INSTITUTE OF AVIATION.



ROZDZIELNIK:

- | | |
|------------------|-----------|
| 1. CNTB | Egz. Nr 1 |
| 2. Archiwum CNTB | Egz. Nr 2 |
| 3. AT-P AVIATION | Egz. Nr 3 |

WYKAZ ZMIAN I UZUPEŁNIEŃ:

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



SPIS TREŚCI:

str.

1. WSTĘP	6
2. DANE MATERIAŁOWE	6
3. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE WAHACZA	7
4. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE GOLENI.....	14
5. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE MOCOWANIA ZASTRZAŁU.....	21
6. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE ZASTRZAŁU	24
7. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE DŹWIGNI SIŁOWNIKA.....	29
8. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE AMORTYZATORA.....	32
9. SPIS LITERATURY	34

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



UŻYTE OZNACZENIA:

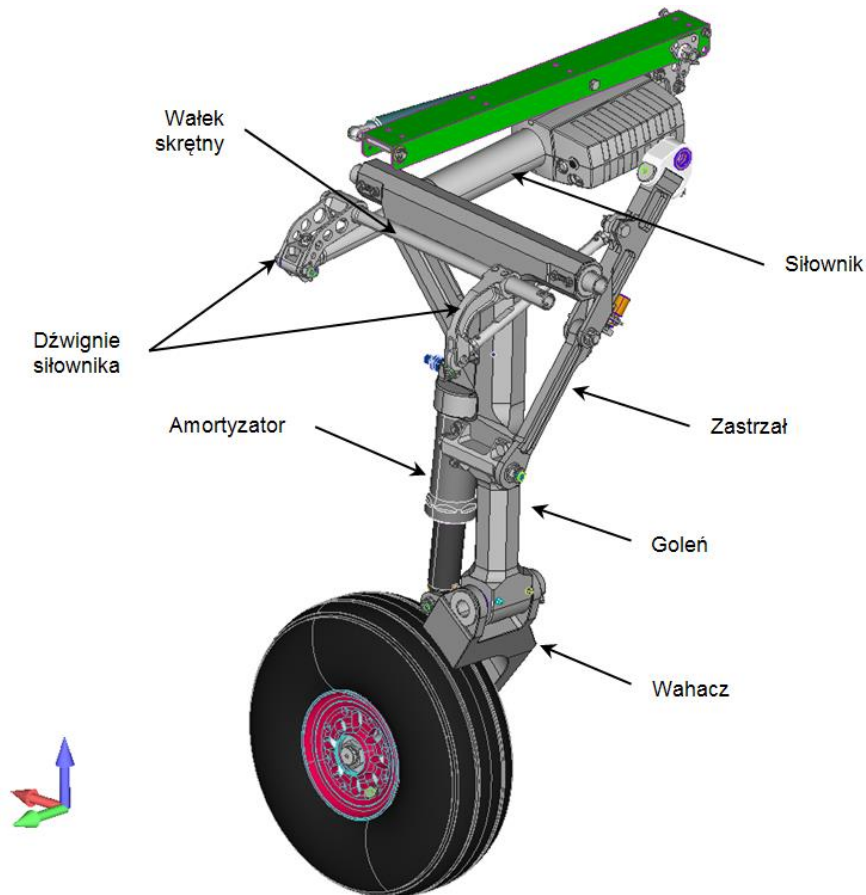
Oznaczenie	Jednostki	Opis
u_a	[mm]	Ugięcie amortyzatora
u_{st}	[mm]	Ugięcie statyczne amortyzatora
u_{max}	[mm]	Ugięcie maksymalne amortyzatora
δ	[mm]	Ugięcie opony
t	[mm]	Grubość
d	[mm]	Średnica
A	[mm ²]	Powierzchnia
F	[N]	Siła
p	[MPa]	Naciski, ciśnienie
E	[MPa]	Moduł Younga
ν	[-]	Współczynnik Poisson'a
σ_{red}	[MPa]	Naprężenia zredukowane
σ_o	[MPa]	Naprężenia obwodowe
σ_w	[MPa]	Naprężenia wzdłużne
τ	[MPa]	Naprężenia tnące
R_m	[MPa]	Wytrzymałość doraźna
k_r	[MPa]	Wytrzymałość na rozciąganie
k_t	[MPa]	Wytrzymałość na ścinanie
n_w	[-]	Współczynnik wyboczenia

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



1. WSTĘP

W raporcie przedstawiono obliczenia wytrzymałościowe podwozia głównego (rys.1) samolotu AT5 podlegającego przepisom lotniczym CS-VLA. Obliczenia przeprowadzono metodami analitycznymi oraz przy użyciu MES zaimplementowanej w programie FEMAP 10 with NX Nastran.



Rysunek 1. Model CAD podwozia głównego samolotu AT5

2. DANE MATERIAŁOWE

Analizy przeprowadzono dla materiałów:

- stop aluminium EN AW-2024 o $R_{m \min} = 360 \div 420$ [MPa] (w zależności od grubości przygotówki), moduł Younga $E=73000$ [MPa], współczynnik Poisson'a $\nu=0,33$

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



- stal 30 HGSA o $R_m \min = 1100$ [MPa], moduł Younga $E=73000$ [MPa], współczynnik Poisson'a $\nu = 0,33$

- stal sprężynowa 65g o $R_m=1400$ [MPa]

3. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE WAHACZA

a) Obliczenia wahacza dla dwóch wymiarujących ugięć osi koła:

- 1) $u_a = u_{st}$
- 2) $u_a = u_{max}$

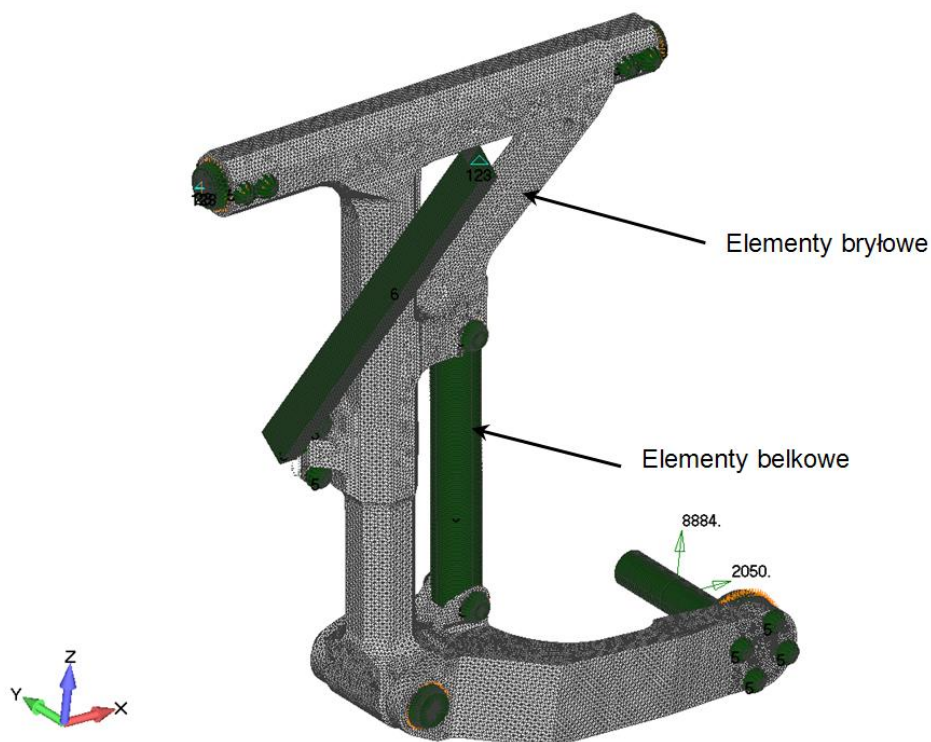
Model MES wraz z warunkami brzegowymi pokazano na rys. 2÷3. Sposób przyłożenia oraz wartości obciążeń określono na podstawie przepisów lotniczych CS-VLA.479÷493 oraz CS-VLA Book1 Appendix C Basic Landing Conditions. Obciążenia zgrupowano w tabeli 1.

Tabela 1. Przypadki obciążeń od ziemi dla podwozia głównego samolotu AT5

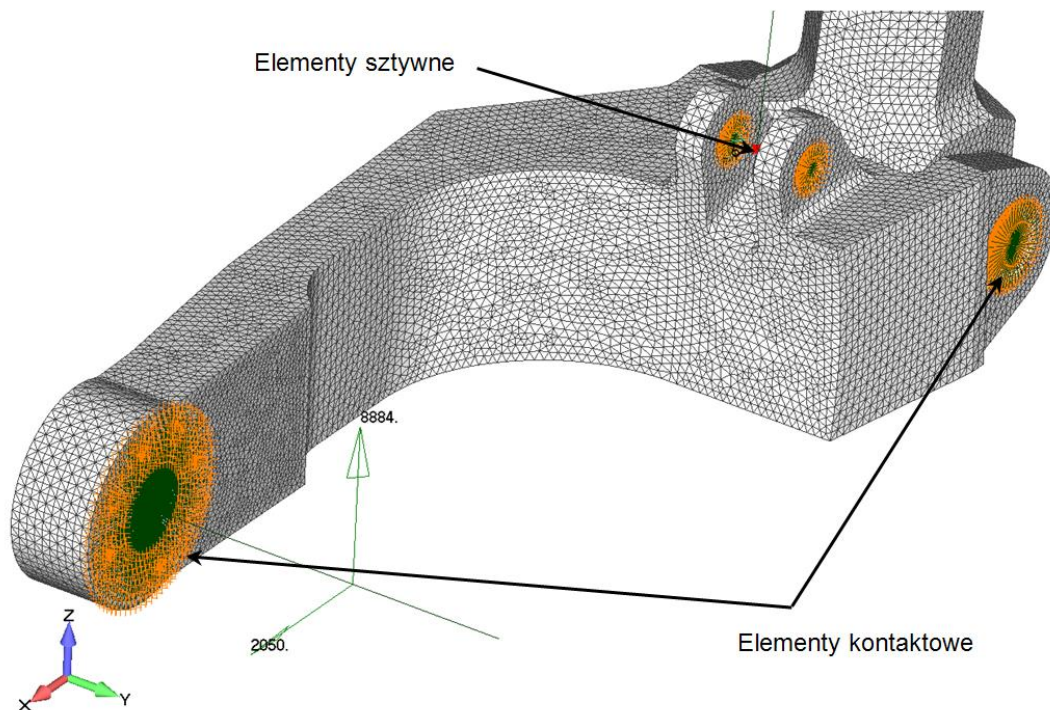
Lp	Przypadek obciążenia	Fx [N]	Fy [N]	Fz [N]	Ugięcie osi koła	Punkt przyłożenia obciążenia		
						Fx	Fy	Fz
1	CS-VLA.479 (a)(2)(i)	± 1589		6356	U _{max}	oś koła		oś koła
2	CS-VLA.479 (a)(2)(ii)	± 2716		8314	U _{max}	oś koła		oś koła
3	CS-VLA.481(a)(2)(b)	2050		8884	U _{max}	oś koła		oś koła
4	CS-VLA.483	Obciążenia jak dla punktu CS.VLA.479 (przypadek lądowania na jedno koło)						
5	CS-VLA.485		+ 3826	5089	U _{st}		styk opony z ziemią	oś koła
			- 2525	5089	U _{st}		styk opony z ziemią	oś koła
6	CS-VLA.493	4071		5089	U _{st}	styk opony z ziemią		oś koła

Uwaga: Kierunki i zwroty obciążeń zgodne z układem współrzędnych samolotu gdzie oś X skierowana do kierunku lotu, Y na prawo od płaszczyzny symetrii, Z prostopadle do płaszczyzny XY.

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



Rysunek 2. Model MES widelca podwozia głównego – odwzorowanie przekrojów poprzecznych elementów belkowych

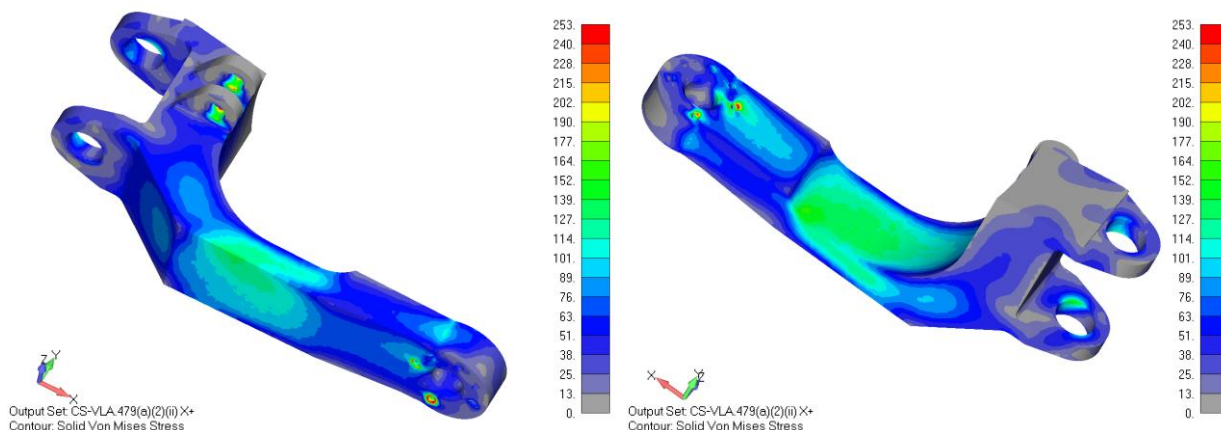


Rysunek 3. Model MES widelca podwozia głównego

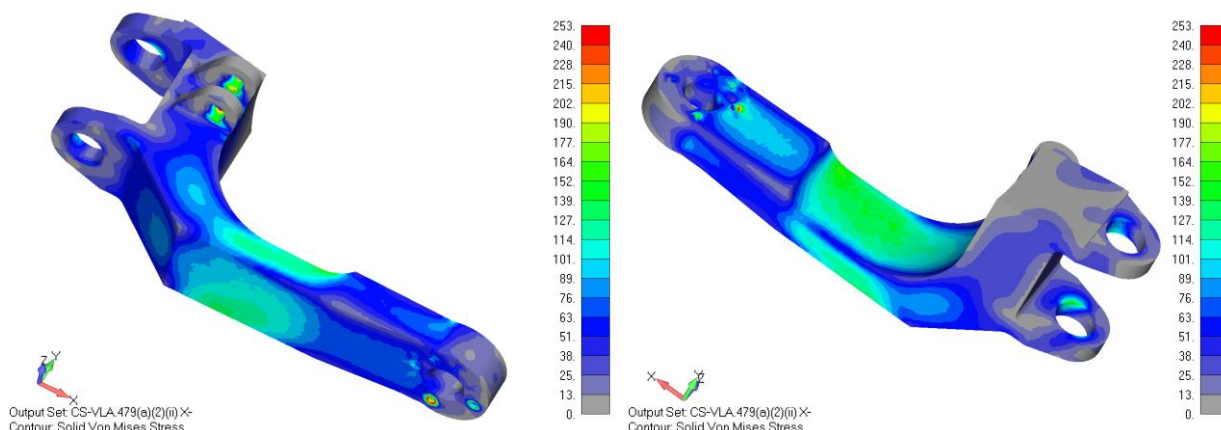
Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



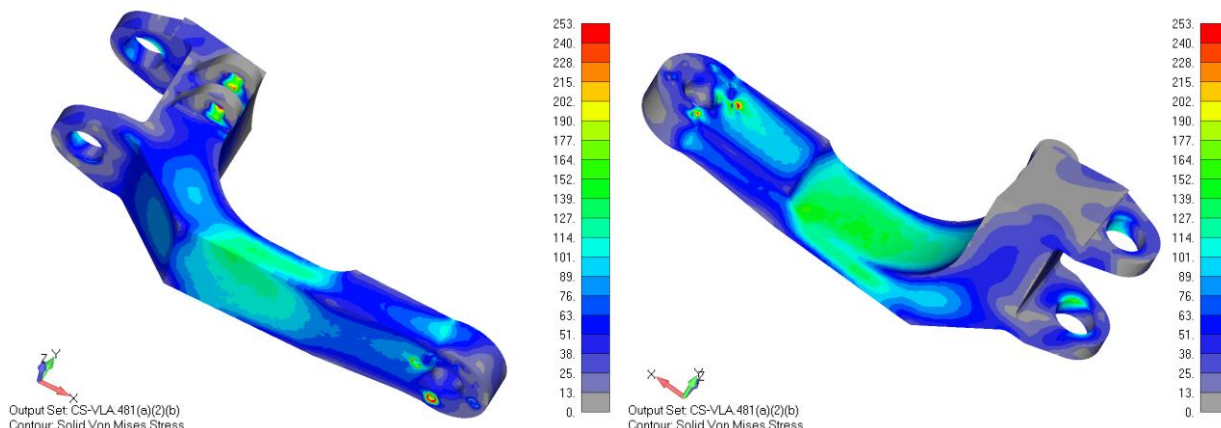
Na rys. 4÷9 przedstawiono mapy naprężeń zredukowanych σ_{red} dla wymiarujących przypadków obciążeń.



Rysunek 4. Naprężenia zredukowane w wahaczu (obciążenie nr 2, Fx+ $R_m=380$ MPa)

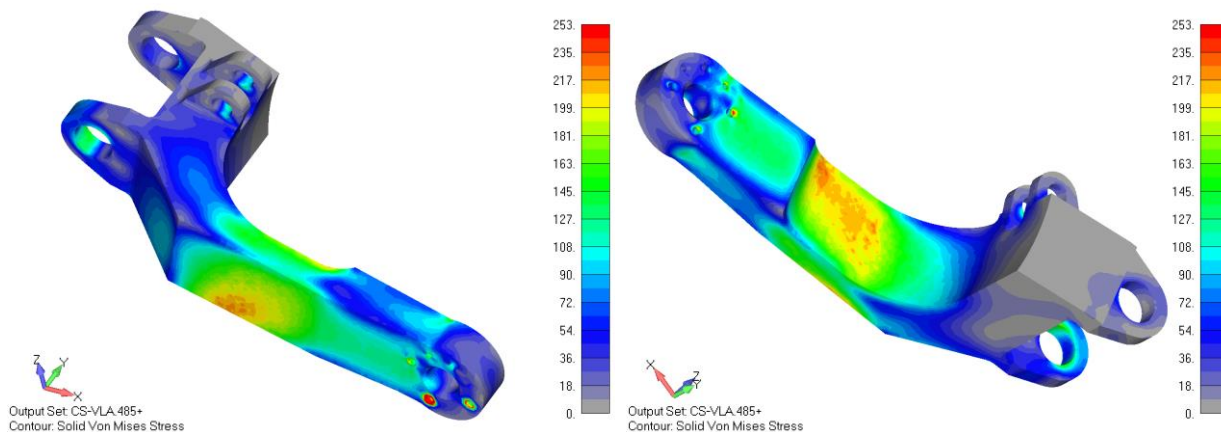


Rysunek 5. Naprężenia zredukowane w wahaczu (obciążenie nr 2, Fx- $R_m=380$ MPa)

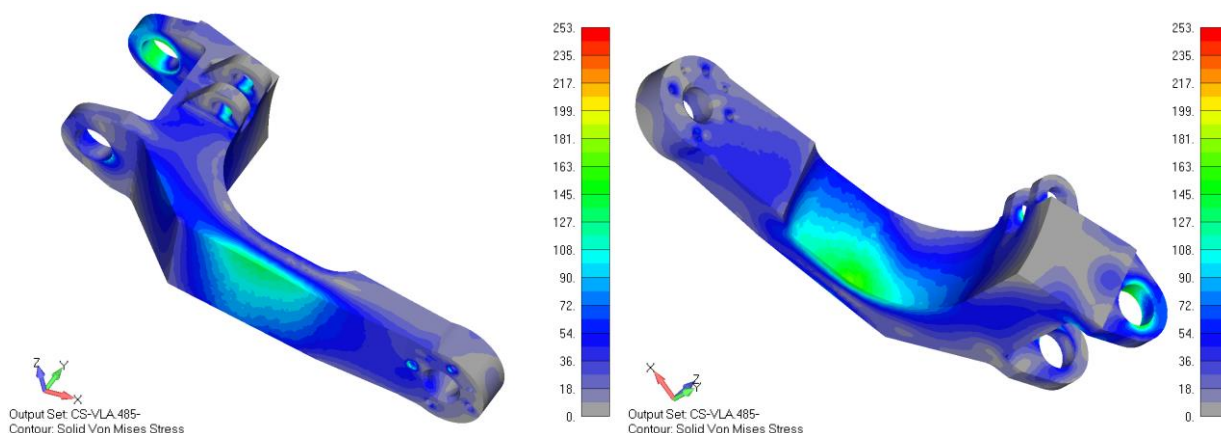


Rysunek 6. Naprężenia zredukowane w wahaczu (obciążenie nr 3, Fx+ $R_m=380$ MPa)

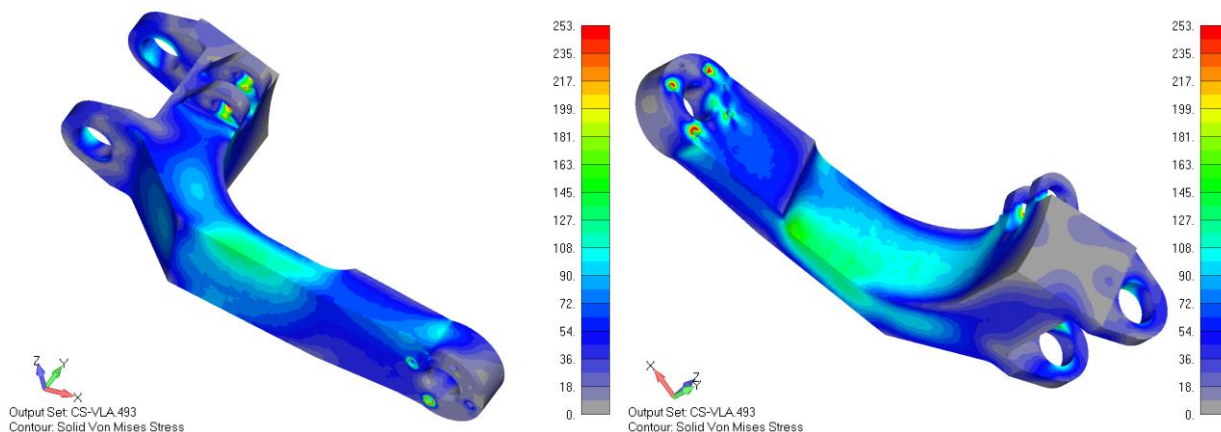
Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



Rysunek 7. Naprężenia zredukowane w widelcu (obciążenie nr 5, $F_y+ R_m=380$ MPa)



Rysunek 8. Naprężenia zredukowane w widelcu (obciążenie nr 5, $F_y- R_m=380$ MPa)



Rysunek 9. Naprężenia zredukowane w widelcu (obciążenie nr 6, $F_y- R_m=380$ MPa)

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	

WSZELKIE PRAWA ZASTRZEŻONE. OPRAWOWANIE I INFORMACJE W NIM ZAWARTE PODLEGAJĄ OCHRONIE PRAWEM AUTORSKIM. POWIELANIE KOPIOWANIE W JAKIKOLWIEK SPOSÓB ORAZ UDOSTĘPNIANIE CAŁOŚCI LUB FRAGMENTÓW DOKUMENTU STRONOM TRZECIM, BEZ UZYSKANIA WCZEŚNIEJ PISEMNEJ ZGODY INSTYTUTU LOTNICTWA, JEST ZABRONIONE.

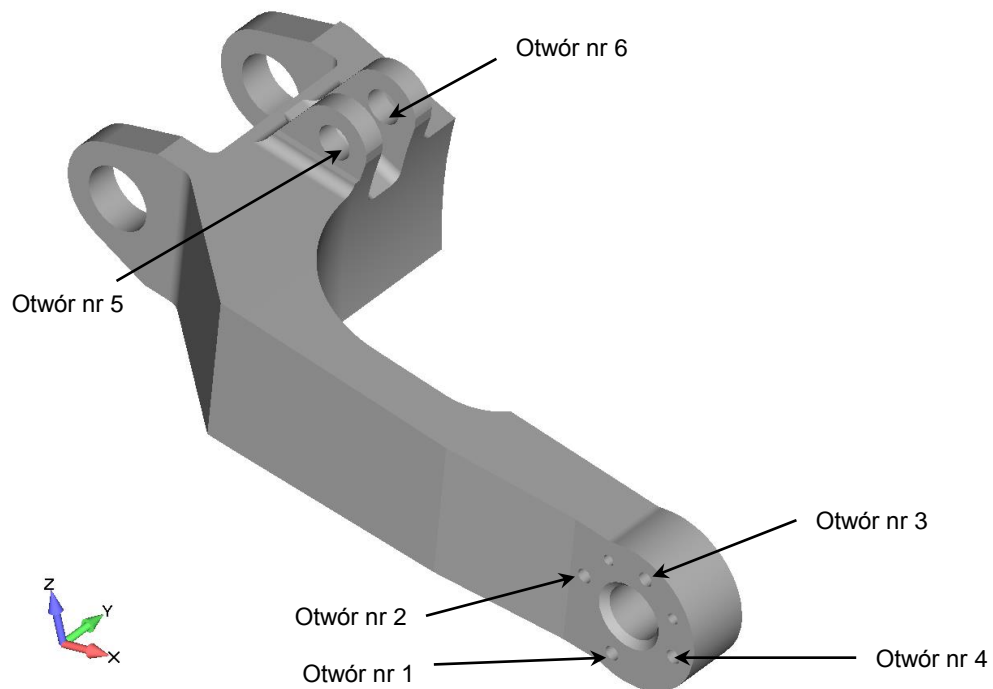
ALL RIGHTS RESERVED. DISCLOSURE TO THIRD PARTIES OF THIS DOCUMENT OR ANY PART THEREOF, OR THE USE OF ANY INFORMATION CONTAINED THEREIN FOR PURPOSES OTHER THEN PROVIDED FOR BY THIS DOCUMENT, IS NOT PERMITTED, EXCEPT WITH PRIOR AND EXPRESS WRITTEN PERMISSION OF INSTITUTE OF AVIATION.



Na podstawie przeprowadzonych obliczeń dla materiału o wytrzymałości doraźnej $R_{m \min} = 380$ [MPa] maksymalne naprężenia zredukowane dla analizowanych przypadków obciążeń (tabela 1) wynoszą $\sigma_{red \max} = 230$ [MPa] (CS.VLA.485 F_{y+} rys. 7). Warunek wytrzymałościowy: $\sigma_{dop} < R_m/1.5$ został spełniony. Koncentracje naprężeń na krawędziach otworów mocujących oś koła do wahacza oraz w obszarze mocowania amortyzatora wynikają z kontaktu oraz dyskretnego odwzorowania powierzchni zakrzywionej.

b) Sprawdzenie nacisków w wybranych obszarach wahacza

W tabeli 2 zestawiono obliczenia nacisków powierzchniowych w wybranych obszarach wahacza. Na rys. 10 przedstawiono numerację analizowanych obszarów.



Rysunek 10. Numeracja otworów w obszarach, w których sprawdzono naciski powierzchniowe

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



Tabela 2. Zestawienie nacisków powierzchniowych w wybranych obszarach wahacza

Otwór	Naciski [MPa]						
	Lp	CS-VLA.479(a)(2)(ii)F _{x+}	CS-VLA.479(a)(2)(ii)F _{x-}	CS-VLA.481(a)(2)(b)	CS-VLA.485 F _{y+}	CS-VLA.485 F _{y-}	CS-VLA.493
1		69	58	71	52	40	198
2		84	86	88	61	16	87
3		25	28	26	30	25	185
4		18	19	19	27	45	160
5		97	98	104	50	48	90
6		97	98	104	50	48	90

Wymagany warunek wytrzymałościowy przy naciskach powierzchniowych oraz połączeniach nierozbieralnych i nie ruchowych (otwory 1÷4) $p_{dop} \leq 1.3R_m = 520$ [MPa] został spełniony. Wymagany warunek wytrzymałościowy przy naciskach powierzchniowych oraz połączeniach nie ruchowych, rozbieralnych (otwory 5÷8) $p_{dop} \leq R_m = 380$ [MPa] również został spełniony.

c) Sprawdzenie wytrzymałości na ścinanie śrub i sworzni w obszarze wahacza

Kryterium wytrzymałości na ścinanie dla materiału 30HGSA $R_m = 1100$ MPa:

$$k_t = 0.55 \cdot k_r = 0.55 \cdot \frac{R_m}{1.5} = 403 [MPa]$$

Śruby łączące oś koła z wahaczem

$F_{w \max} = 9475$ [N] dla CS-VLA.493 (otwór 1 rys. 10)

$$A_{sr} = 33 [mm^2]$$

$$\tau = \frac{F_w}{A} = 286 [MPa]$$

Warunek wytrzymałości na ścinanie został spełniony.

Sworzeń łączący wahacz z amortyzatorem

$F_{w \max} = 16834$ [N] dla CS-VLA.481 (otwór 5 rys. 10)

$$A_{sw} = 85 [mm^2]$$

$$\tau = \frac{F_w}{A} = 198 [MPa]$$

Opracował	Data	Sprawił	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



Warunek wytrzymałości na ścinanie został spełniony.

Sworzeń łączący wahacz z amortyzatorem

$F_{w \max} = 16834$ [N] dla CS-VLA.485 F_y - (otwór 8 rys. 10)

$A_{sw} = 177$ [mm²]

$$\tau = \frac{F_w}{A} = 120 [MPa]$$

Warunek wytrzymałości na ścinanie został spełniony.

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	

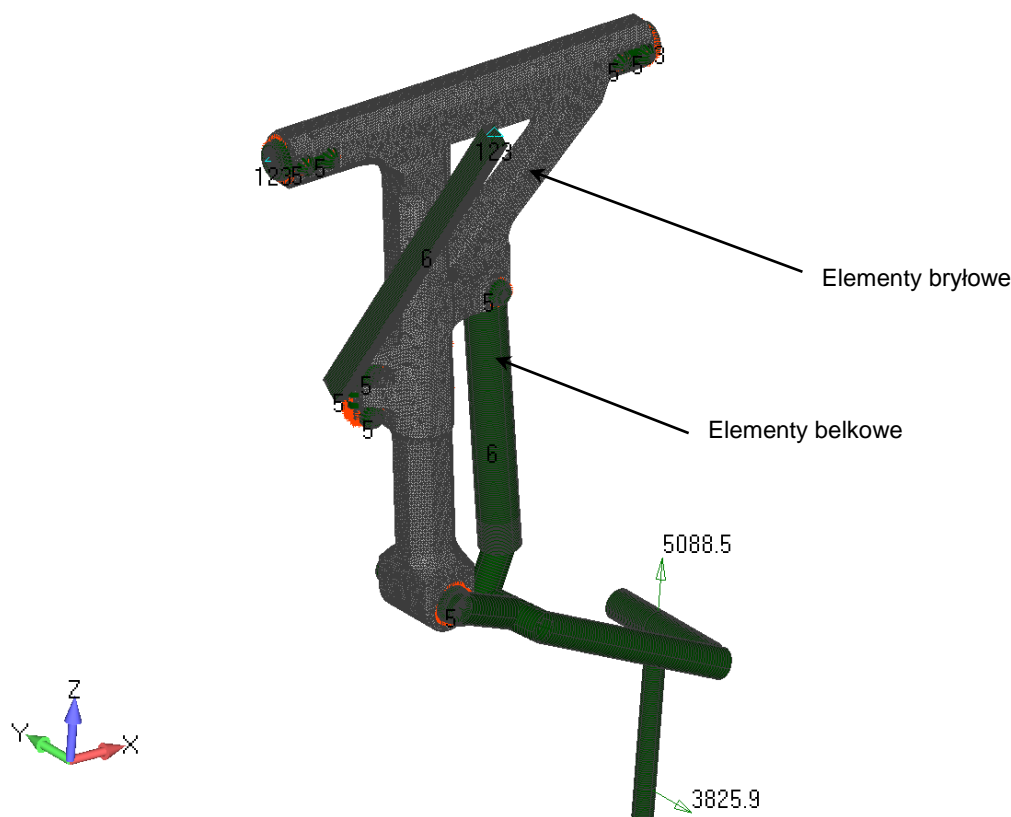


4. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE GOLENI

a) Obliczenia goleni podwozia głównego przeprowadzono dla dwóch ugięć amortyzatora:

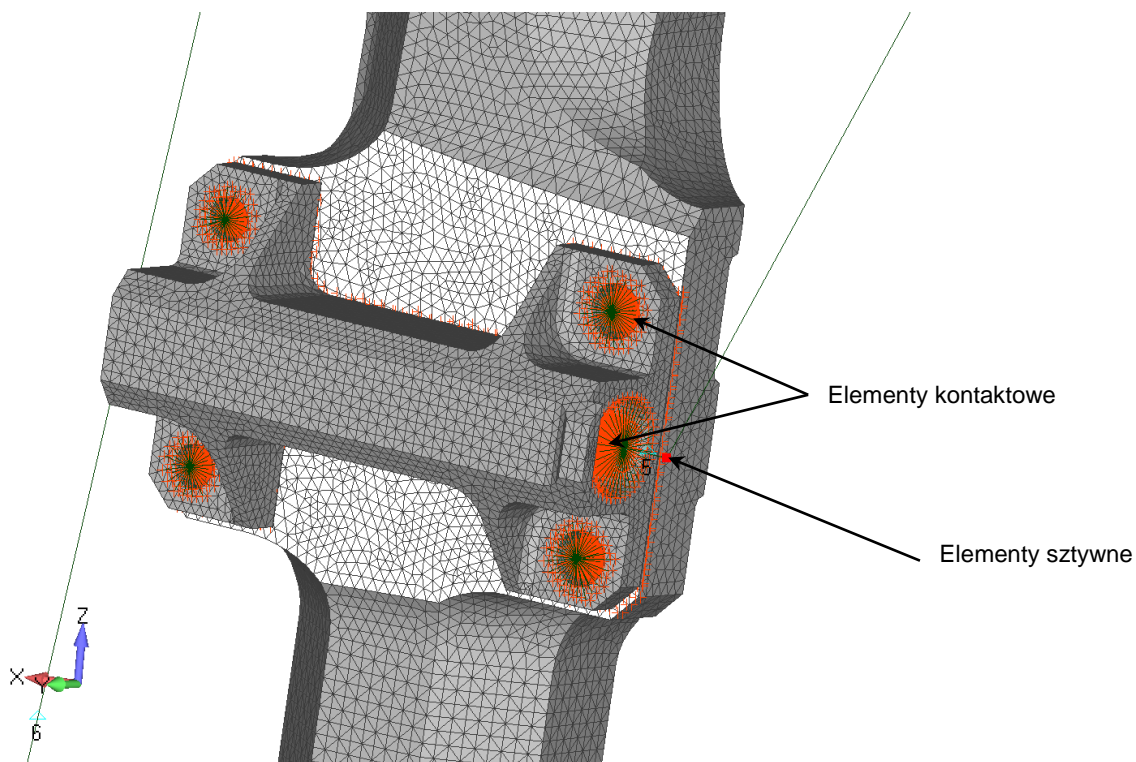
- 1) $u_a = u_{st}$
- 2) $u_a = u_{max}$

Model MES wraz z warunkami brzegowymi pokazano na rys. 11÷13. Sposób przyłożenia oraz wartości obciążeń określono na podstawie przepisów lotniczych CS-VLA.479÷493 oraz CS-VLA Book1 Appendix C Basic Landing Conditions. Obciążenia zgrupowano w tabeli 1. Materiał goleni stanowił stop aluminium o wytrzymałości doraźnej: $R_{m \min} = 400$ [MPa], natomiast elementu dokręcanego stal 30HGSA o wytrzymałości doraźnej: $R_{m \min} = 1100$ [MPa].

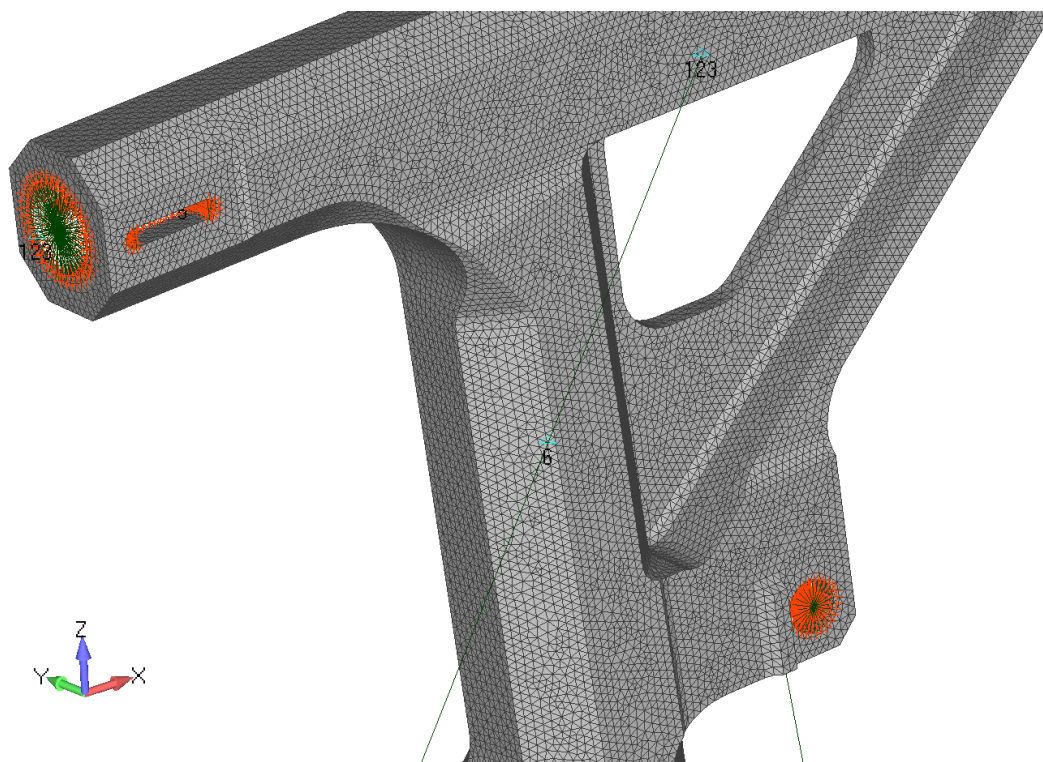


Rysunek 11. Model MES goleni podwozia głównego – odwzorowanie przekrojów poprzecznych elementów belkowych

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



Rysunek 12. Model MES goleni podwozia głównego

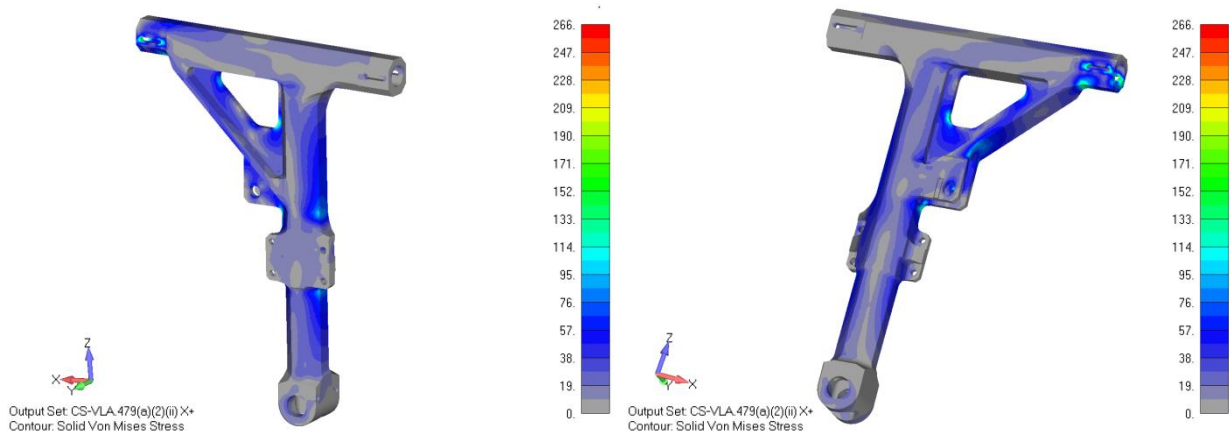


Rysunek 13. Model MES goleni podwozia głównego

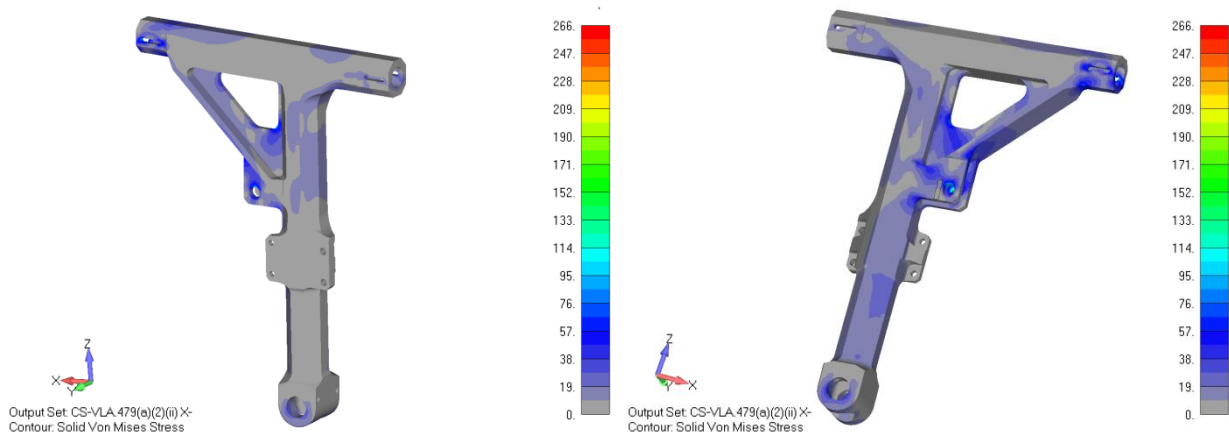
Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



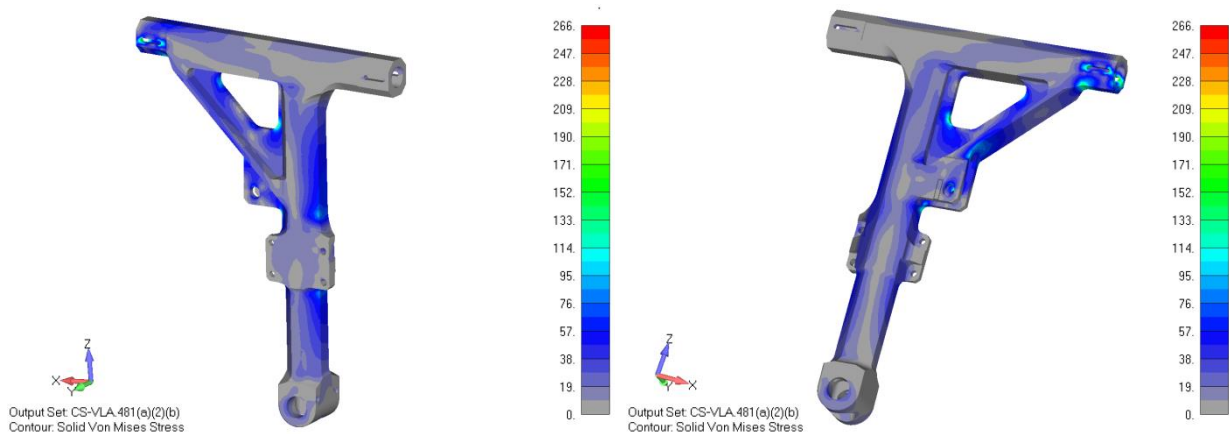
Na rys. 14÷19 przedstawiono mapy naprężeń zredukowanych σ_{red} dla wymiarujących przypadków obciążeń.



Rysunek 14. Naprężenia zredukowane w goleni (obciążenie nr 2, $F_x+ R_m=400$ MPa)

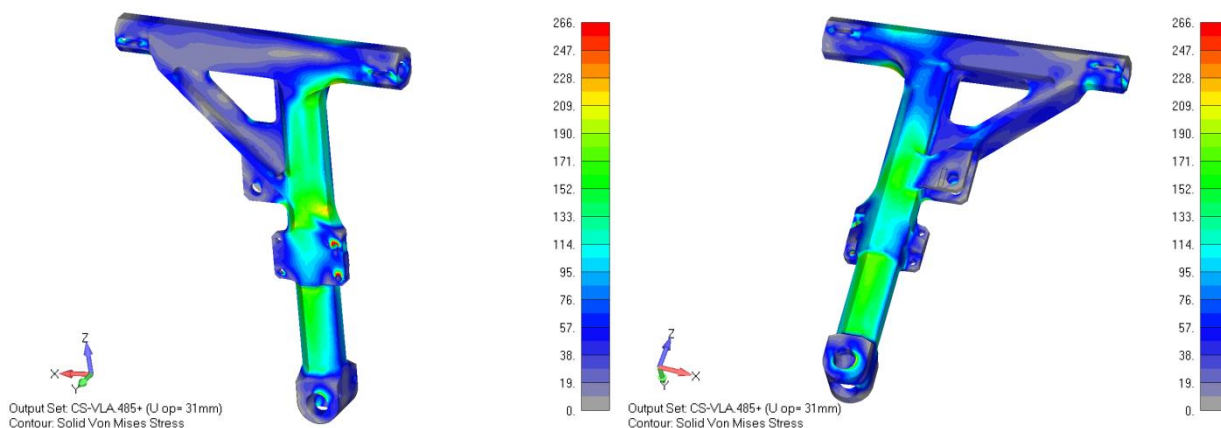


Rysunek 15. Naprężenia zredukowane w goleni (obciążenie nr 2, $F_x- R_m=400$ MPa)

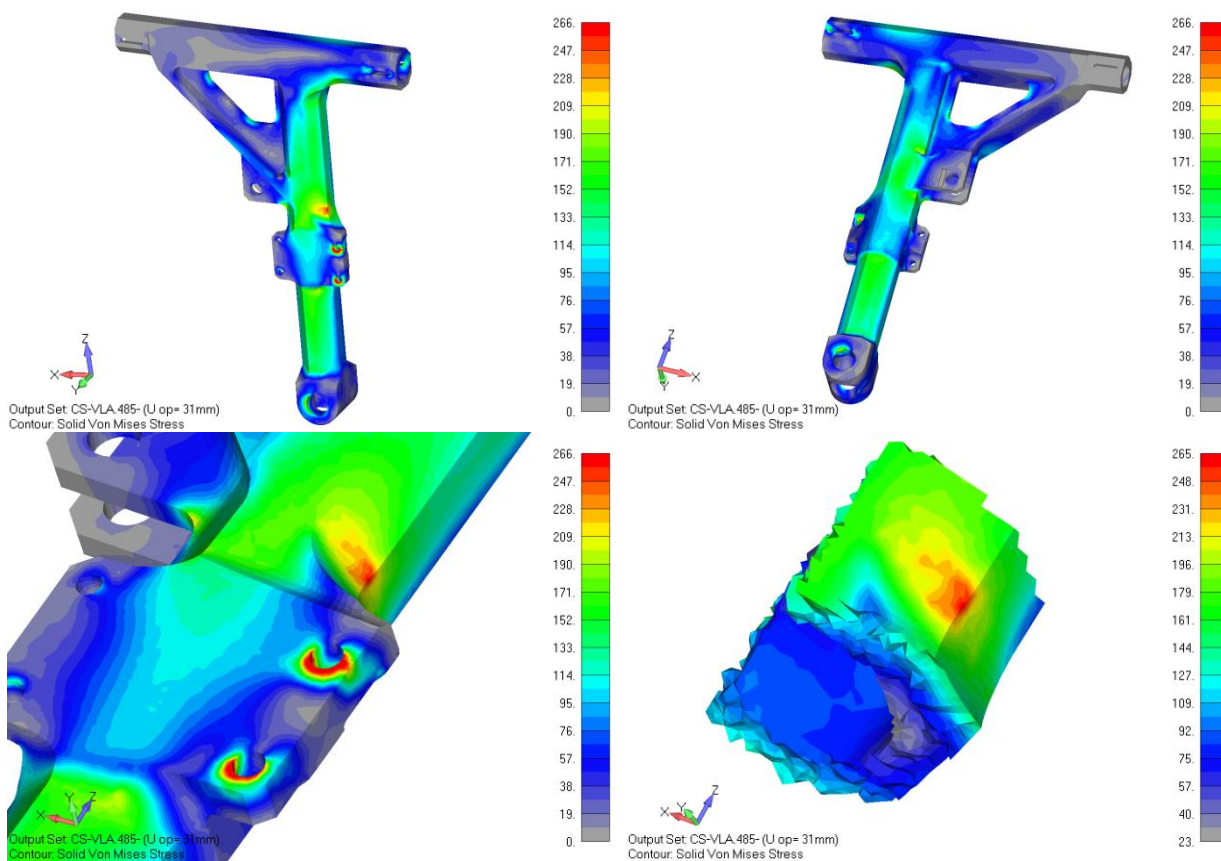


Rysunek 16. Naprężenia zredukowane w goleni (obciążenie nr 3 $R_m=400$ MPa)

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	

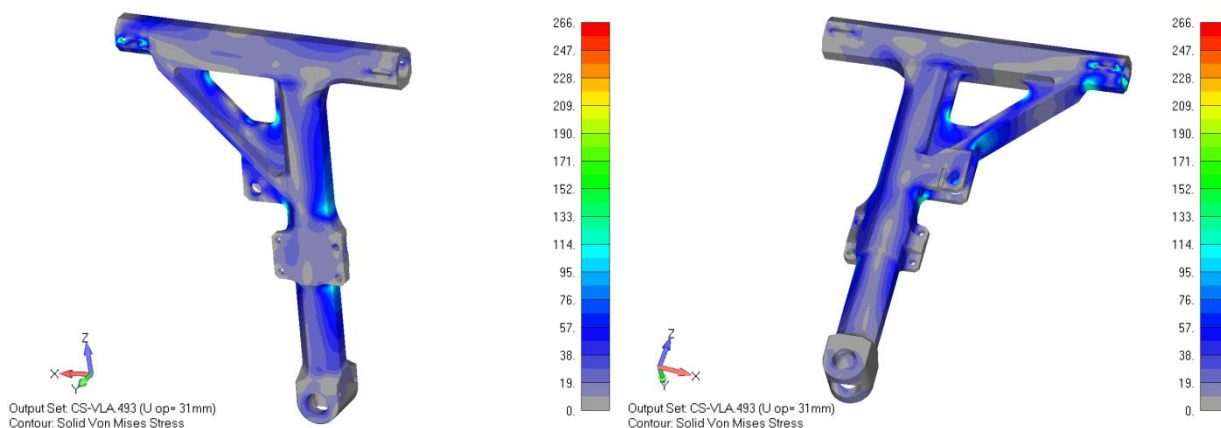


Rysunek 17. Naprężenia zredukowane w goleni (obciążenie nr 5, $F_y+ R_m=400$ MPa)



Rysunek 18. Naprężenia zredukowane w goleni (obciążenie nr 5, $F_y- R_m=400$ MPa)

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	

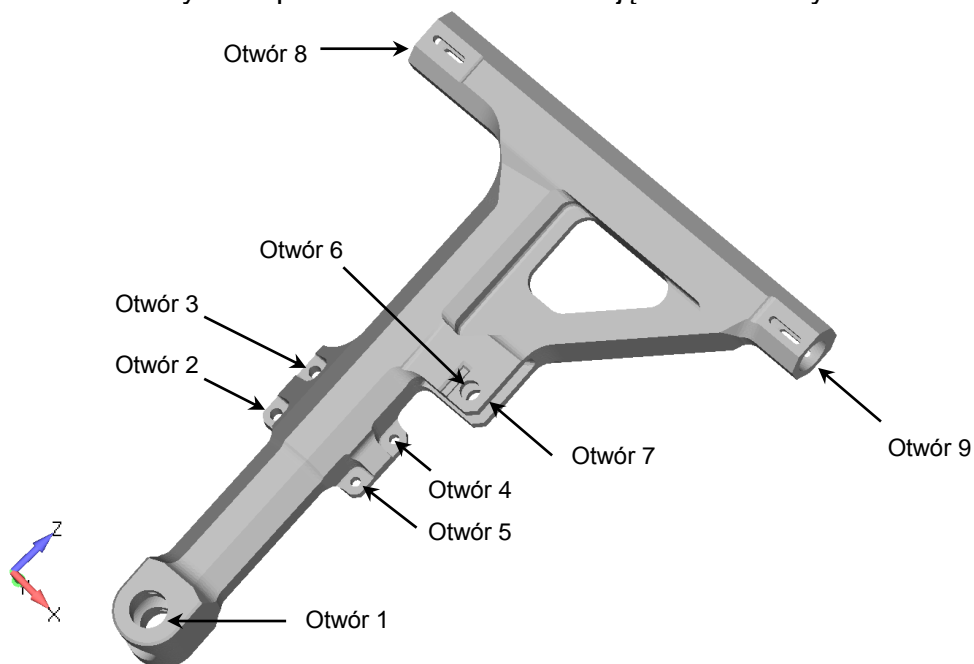


Rysunek 19. Naprężenia zredukowane w goleń (obciążenie nr 6, $R_m=400$ MPa)

Maksymalne naprężenia zredukowane wynoszą $\sigma_{red\ max} = 265$ [MPa] (rys. 18) dla przypadku obciążeń nr 5 (CS.VLA.485 F_y). Spełniony jest więc warunek: $\sigma_{dop} < R_m/1.5$ ($R_{m\ min}=400$ [MPa]). Koncentracje naprężeń na krawędziach otworów pod śruby łączące goleń z zastrzałem wynikają z kontaktu oraz dyskretnego odwzorowania powierzchni zakrzywionej.

b) Sprawdzenie nacisków w wybranych otworach goleń

W tabeli 3 zestawiono obliczenia nacisków powierzchniowych w wybranych obszarach widelca. Na rys. 17 przedstawiono numerację analizowanych obszarów.



Rysunek 20. Numeracja otworów w obszarach, których sprawdzono naciski powierzchniowe

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



Tabela 3. Zestawienie nacisków powierzchniowych w wybranych obszarach goleni podwozia

Otwór	Naciski [MPa]					
	Lp	CS-VLA.479(a)(2)(ii)F _{x+}	CS-VLA.479(a)(2)(ii)F _{x-}	CS-VLA.481(a)(2)(b)	CS-VLA.485 F _{y+}	CS-VLA.485 F _{y-}
1	10	17	12	38	32	13
2	8	4	7	283	248	16
3	5	4	7	353	354	11
4	14	1	12	56	78	17
5	15	2	13	189	127	22
6	57	72	63	48	21	54
7	57	72	63	48	21	54
8	22	12	22	19	5	23
9	17	13	14	76	48	28

Wymagany warunek wytrzymałościowy przy naciskach powierzchniowych oraz połączeniach nie ruchowych rozbiernych dla otworów 1,6,7,8,9 $p_{dop} \leq R_m = 400$ [MPa] został spełniony. Wymagany warunek wytrzymałościowy przy naciskach powierzchniowych oraz połączeniach nie ruchowych nierozbiernych dla otworów 2,3,4,5 $p_{dop} \leq 1,3R_m = 520$ [MPa] został spełniony.

c) Sprawdzenie wytrzymałości na ścinanie sworzni i śrub osadzonych w goleni podwozia

Kryterium wytrzymałości na ścinanie dla materiału 30HGSA $R_m = 1100$ [MPa]:

$$k_t = 0.55 \cdot k_r = 0.55 \cdot \frac{R_m}{1.5} = 403 [MPa]$$

Sworzeń osadzony w otworze 1 (Tabela 3).

$$F_{w \max} = 18999 [N] \text{ dla CS-VLA.485 F}_{y+}$$

$$A_{sw} = 177 [mm^2]$$

$$\tau = \frac{F_w}{A} = 108 [MPa]$$

Śruby w otworach 2 i 3 (Tabela 3).

$$F_{w \max} = 12403 [N] \text{ dla CS-VLA.485 F}_{y-}$$

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



$$A_{\text{śr}} = 79 \text{ [mm}^2\text{]}$$

$$\tau = \frac{F_w}{A} = 158 \text{ [MPa]}$$

Śruby w otworach 4 i 5 (Tabela 3).

$$F_{w \text{ max}} = 3020 \text{ [N]} \text{ dla CS-VLA.485 Fy+}$$

$$A_{\text{śr}} = 50 \text{ [mm}^2\text{]}$$

$$\tau = \frac{F_w}{A} = 60 \text{ [MPa]}$$

Sworzeń osadzony w otworach 6 i 7 (Tabela 3).

$$F_{w \text{ max}} = 10758 \text{ [N]} \text{ dla CS-VLA.479(a)(2)(ii) Fx-}$$

$$A_{\text{sw}} = 93 \text{ [mm}^2\text{]}$$

$$\tau = \frac{F_w}{A} = 115 \text{ [MPa]}$$

Sworzeń osadzony w otworach 8 i 9 (Tabela 3).

$$F_{w \text{ max}} = 21296 \text{ [N]} \text{ dla CS-VLA.485 Fy+}$$

$$A_{\text{sw}} = 207 \text{ [mm}^2\text{]}$$

$$\tau = \frac{F_w}{A} = 103 \text{ [MPa]}$$

Warunek wytrzymałości na ścinanie dla sworzni i śrub osadzonych w goleni podwozia został spełniony.

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	

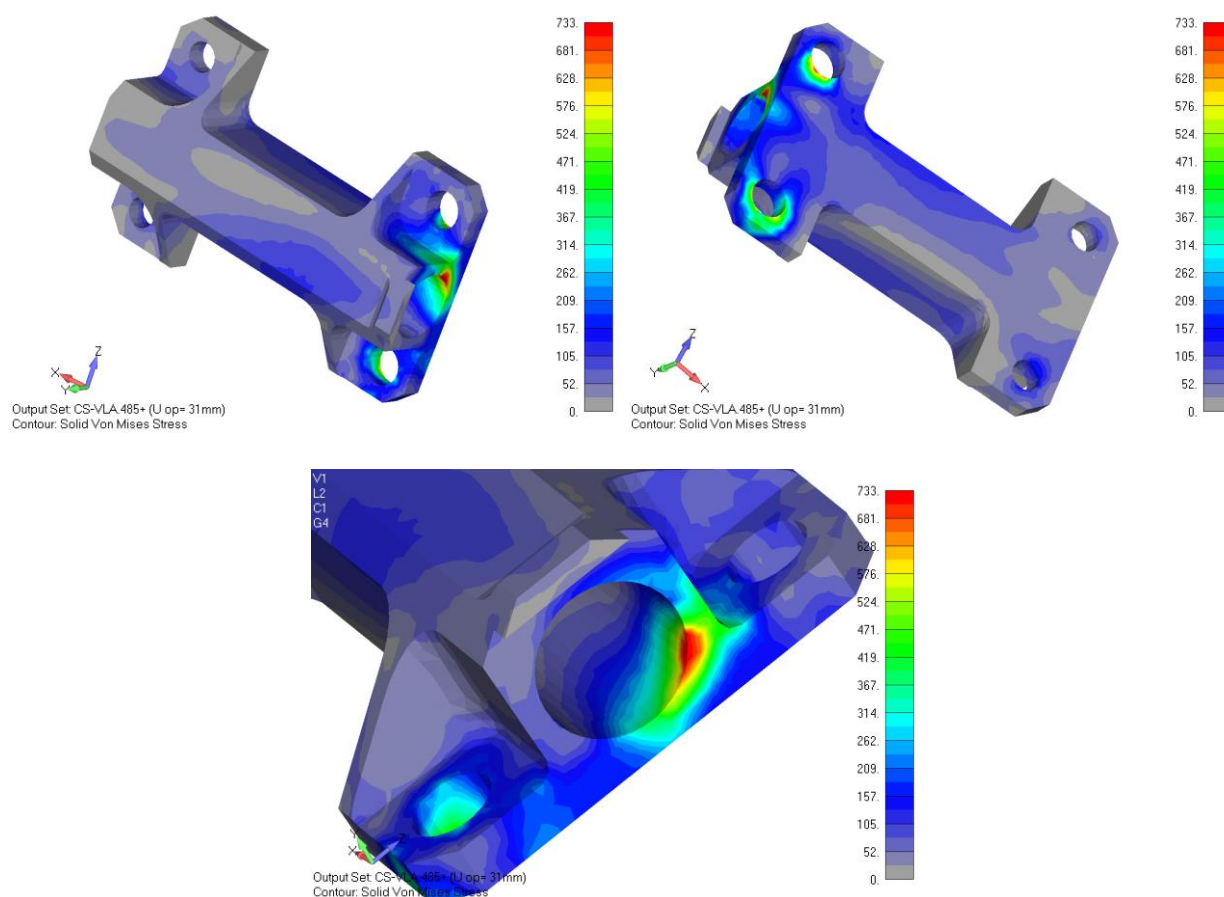


5. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE MOCOWANIA ZASTRZAŁU

a) Obliczenia mocowania zastrzału przeprowadzono dla dwóch ugięć amortyzatora:

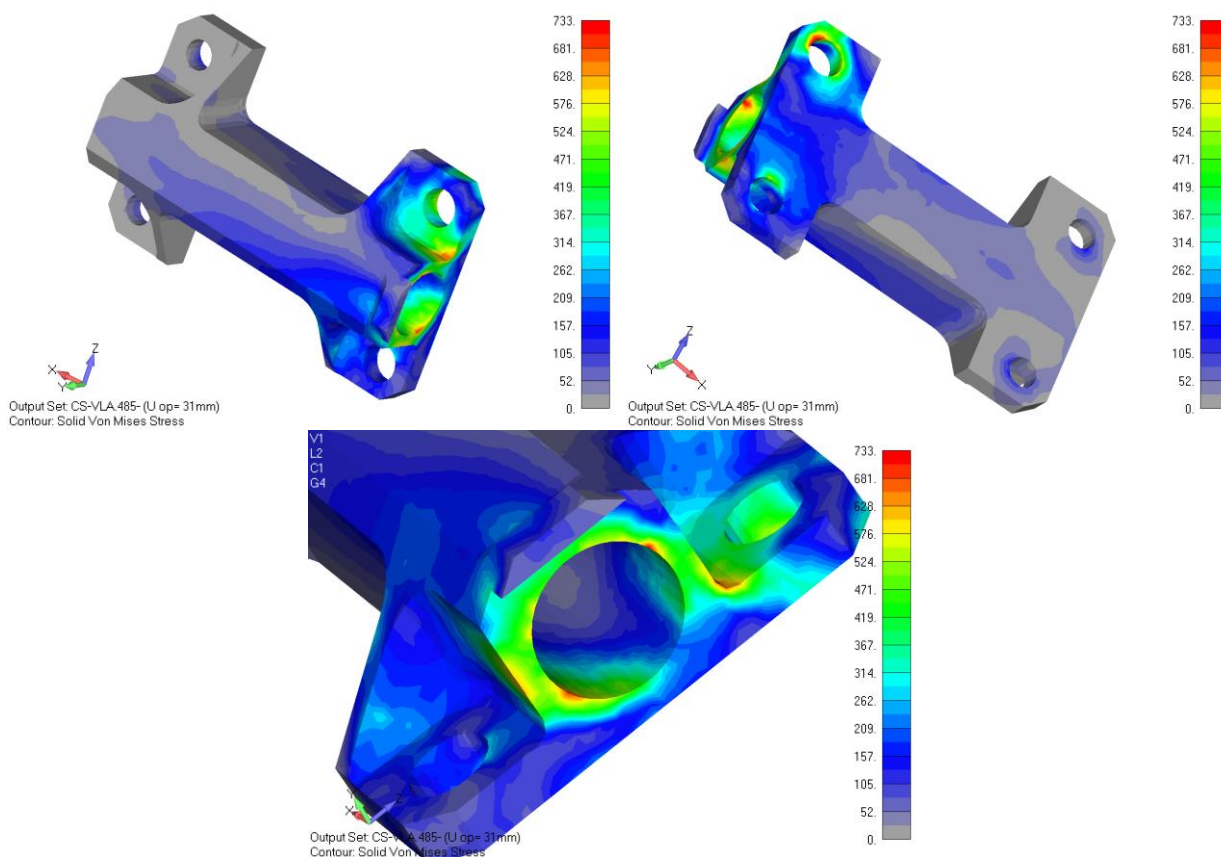
- 1) $u_a = u_{st}$
- 2) $u_a = u_{max}$

Model MES wraz z warunkami brzegowymi pokazano na rys. 12. Sposób przyłożenia oraz wartości obciążeń określono na podstawie przepisów lotniczych CS-VLA.479÷493 oraz CS-VLA Book1 Appendix C Basic Landing Conditions. Obciążenia zgrupowano w tabeli 1. Materiał goleni stanowiła stal o wytrzymałości doraźnej: $R_{m \min} = 1100$ [MPa]. Na rys. 21÷22 przedstawiono mapy naprężeń zredukowanych σ_{red} dla wymiarujących przypadków obciążeń.



Rysunek 21. Naprężenia zredukowane w goleni (obciążenie nr 5, $F_y + R_m = 1100$ MPa)

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



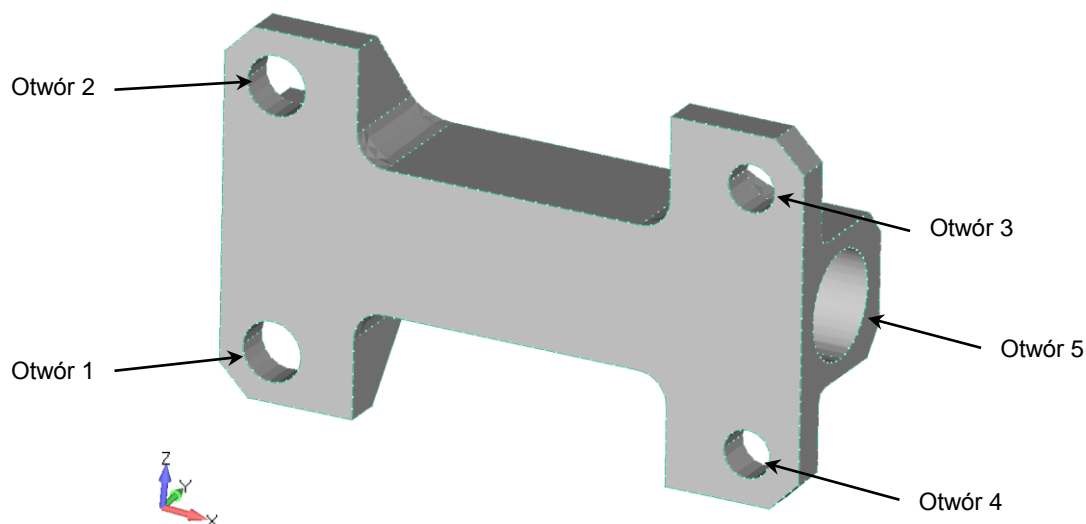
Rysunek 22. Naprężenia zredukowane w goleni (obciążenie nr 5, F_y - $R_m=1100$ MPa)

Maksymalne naprężenia zredukowane w mocowaniu zastrzału występują dla przypadku obciążenia nr 4 (CS.VLA.499c F_y -) i wynoszą $\sigma_{red}=653$ [MPa]. Warunek $\sigma_{dop} < R_m/1.5$ został spełniony ($R_m \min=1100$ [MPa]).

b) Sprawdzenie nacisków w otworach mocowania zastrzału

W tabeli 4 zestawiono obliczenia nacisków powierzchniowych w wybranych obszarach mocowania zastrzału. Na rys. 23 przedstawiono numerację analizowanych obszarów.

Opracował	Data	Sprawił	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



Rysunek 23. Numeracja otworów w obszarach, których sprawdzono naciski powierzchniowe

Tabela 4. Zestawienie nacisków powierzchniowych w wybranych obszarach goleni podwozia

Otwór	Naciski [MPa]		
	Lp	CS-VLA.485 Fy+	CS-VLA.485 Fy-
1		661	579
2		824	827
3		75	104
4		252	170
5		926	516

Wymagany warunek wytrzymałościowy przy naciskach powierzchniowych oraz połączeniach nie ruchowych nierozbieralnych (otwory 1÷4) $p_{dop} \leq 1,3R_m = 1430$ [MPa] został spełniony. Wymagany warunek wytrzymałościowy przy naciskach powierzchniowych oraz połączeniach nie ruchowych rozbieralnych dla otworu 5 $p_{dop} \leq R_m = 1100$ [MPa] został spełniony.

c) Sprawdzenie wytrzymałości na ścinanie sworznia osadzonego w otworze nr 5

Kryterium wytrzymałości na ścinanie dla materiału 30HGSA $R_m = 1100$ [MPa]:

Opracował	Data	Sprawił	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



$$k_t = 0.55 \cdot k_r = 0.55 \cdot \frac{R_m}{1.5} = 403 [MPa]$$

$$F_{w \max} = 30339 [N] \text{ dla CS-VLA.485 } F_{y+}$$

$$A_{sw} = 177 [mm^2]$$

$$\tau = \frac{F_w}{A} = 172 [MPa]$$

Warunek wytrzymałości na ścinanie został spełniony.

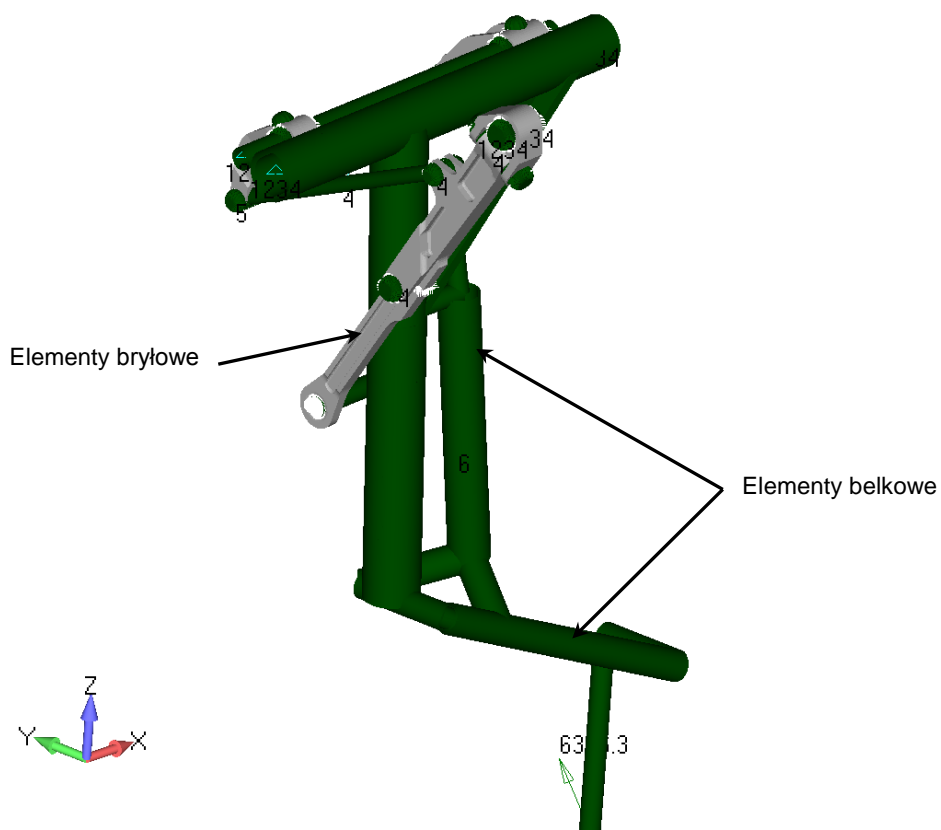
6. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE ZASTRZAŁU

Obliczenia tulei zewnętrznej amortyzatora przeprowadzono dla dwóch ugięć amortyzatora:

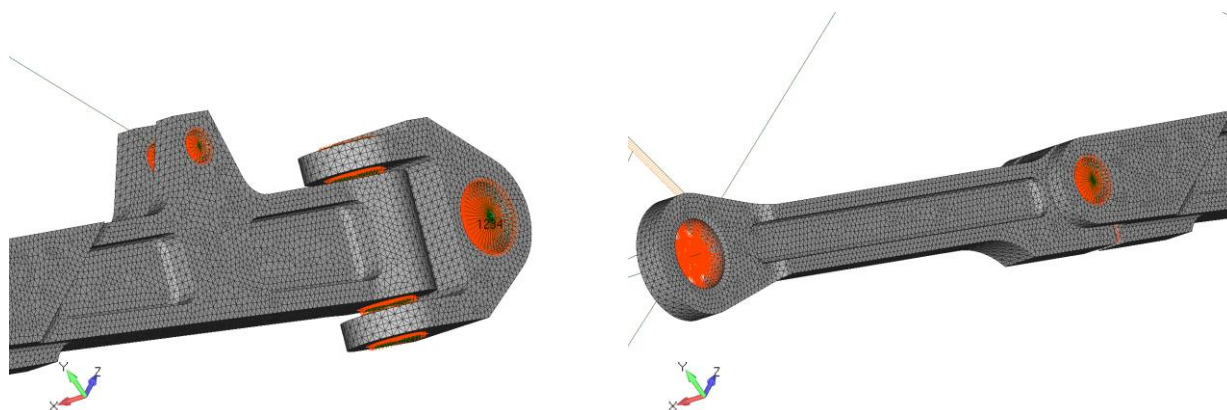
- 1) $u_a = u_{st}$
- 2) $u_a = u_{max}$

Sposób przyłożenia oraz wartości obciążeń określono na podstawie przepisów lotniczych CS-VLA.471-505, CS-23.509 oraz CS-VLA Book1 Appendix C Basic Landing Conditions. Obciążenia zgrupowano w tabeli 1. Materiał zastrzału stanowił stop aluminium 2024 o wytrzymałości doraźnej: $R_{m \min} = 420 [MPa]$. Na rys. 24÷25 przedstawiono model numeryczny zastosowany do obliczeń.

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



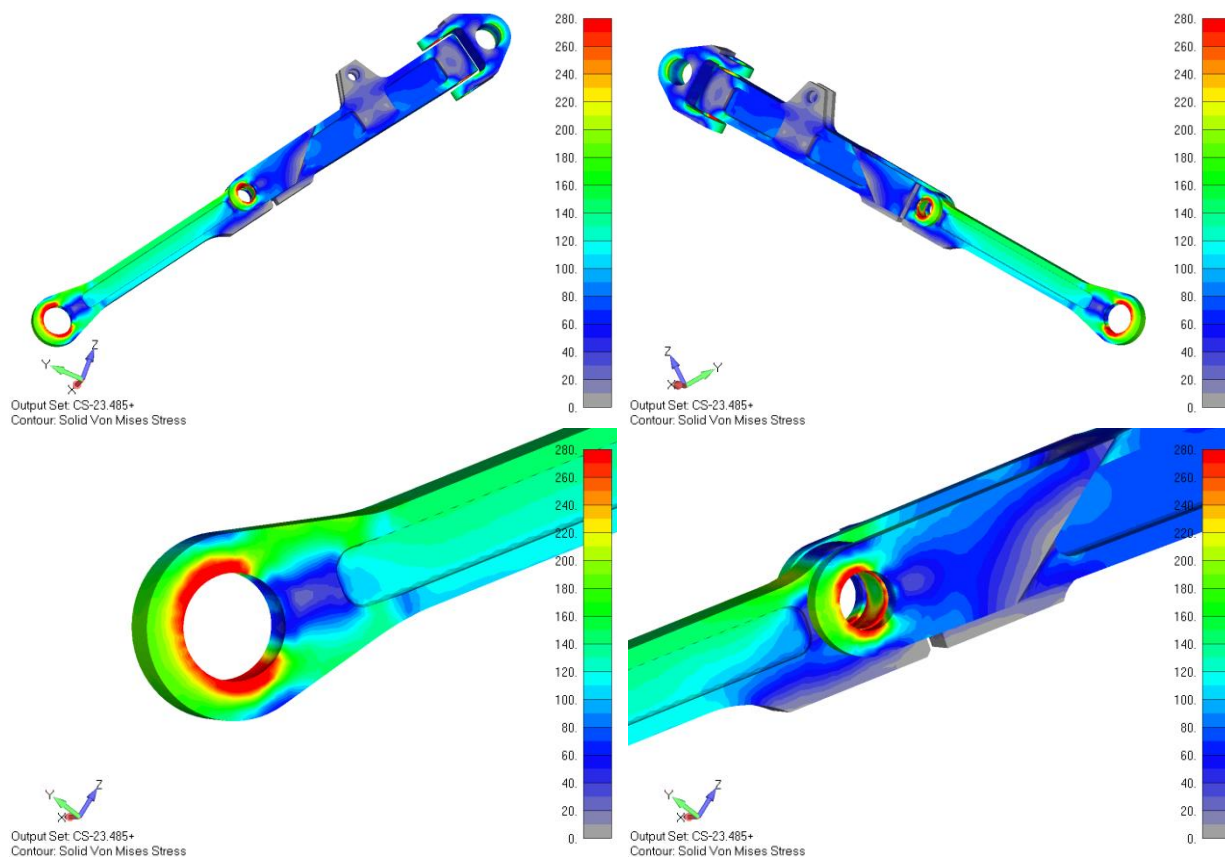
Rysunek 24. Model MES zastrzału podwozia głównego



Rysunek 25. Model MES zastrzału podwozia głównego

Na rys. XX÷XX przedstawiono mapy naprężeń zredukowanych σ_{red} dla wymiarujących przypadków obciążeń.

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	

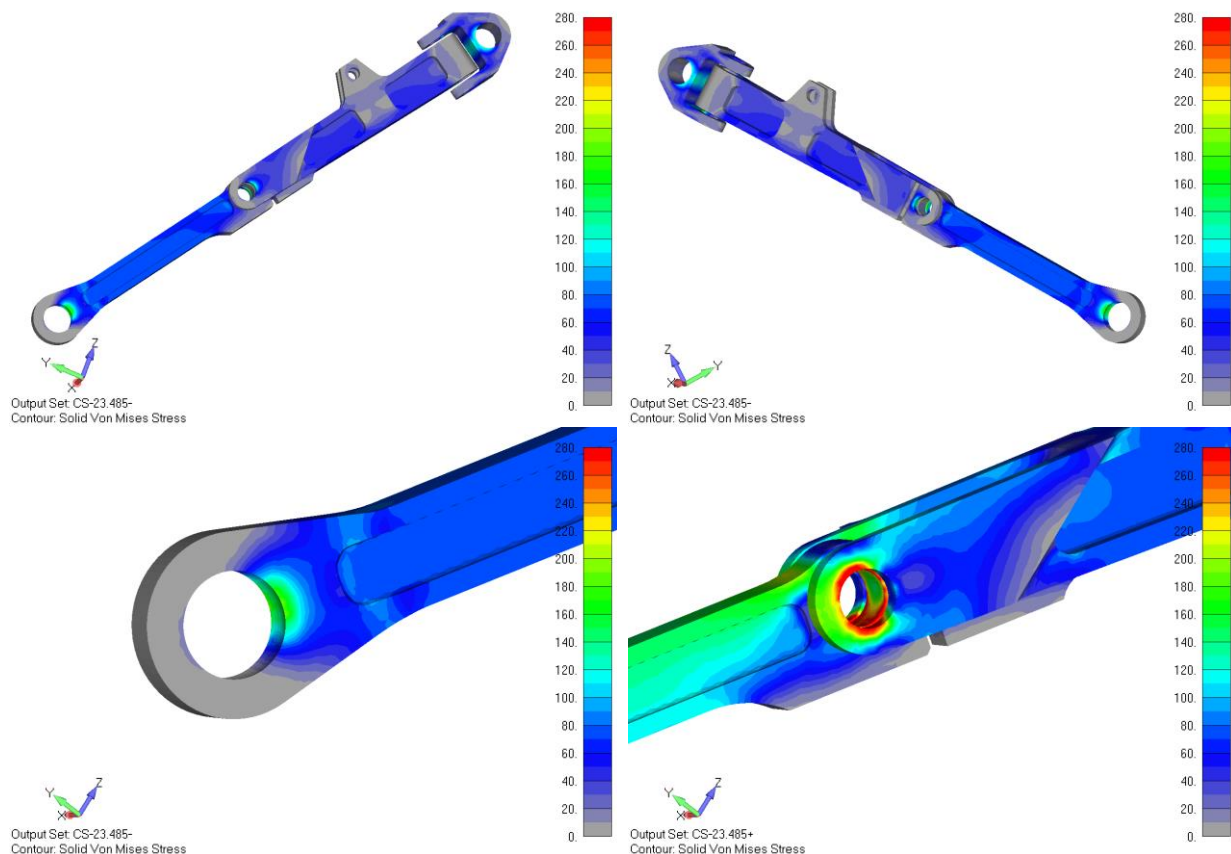


Rysunek 26. Naprężenia zredukowane w goleni (obciążenie nr 5, $F_y+ R_m=420$ MPa)

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	

WSZELKIE PRAWA ZASTRZEŻONE. OPRAWOWANIE I INFORMACJE W NIM ZAWARTE PODLEGAJĄ OCHRONIE PRAWEM AUTORSKIM. POWIELANIE KOPIOWANIE W JAKIKOLWIEK SPOSÓB ORAZ UDOSTĘPNIANIE CAŁOŚCI LUB FRAGMENTÓW DOKUMENTU STRONOM TRZECIM, BEZ UZYSKANIA WCZEŚNIEJ PISEMNEJ ZGODY INSTYTUTU LOTNICTWA, JEST ZABRONIONE.

ALL RIGHTS RESERVED. DISCLOSURE TO THIRD PARTIES OF THIS DOCUMENT OR ANY PART THEREOF, OR THE USE OF ANY INFORMATION CONTAINED THEREIN FOR PURPOSES OTHER THEN PROVIDED FOR BY THIS DOCUMENT, IS NOT PERMITTED, EXCEPT WITH PRIOR AND EXPRESS WRITTEN PERMISSION OF INSTITUTE OF AVIATION.



Rysunek 27. Naprężenia zredukowane w goleni (obciążenie nr 5, F_y - $R_m=420$ MPa)

Maksymalne naprężenia zredukowane w zastrzale, zlokalizowane w dolnym ramieniu występują dla przypadku obciążenia nr 4 (CS.VLA.499c F_y+) i wynoszą $\sigma_{red}=218$ [MPa]. Warunek $\sigma_{dop} < R_m/1.5$ został spełniony (R_m min=1100 [MPa]). Koncentracje naprężeń w okolicach otworów wynikają z kontaktu. Analitycznie sprawdzono naciski oraz naprężenia od rozciągania dla najsłabszego przekroju zastrzału znajdującego się w obszarze otworu ramienia dolnego.

$$F_{w \max} = 30339 \text{ [N]} \text{ dla CS-VLA.485 } F_y+$$

$$A_{przekr} = 160 \text{ [mm}^2\text{]}$$

$$\sigma_r = \frac{F_w}{A} = 189 \text{ [MPa]} < \frac{R_m}{1,5} = 280 \text{ [MPa]}$$

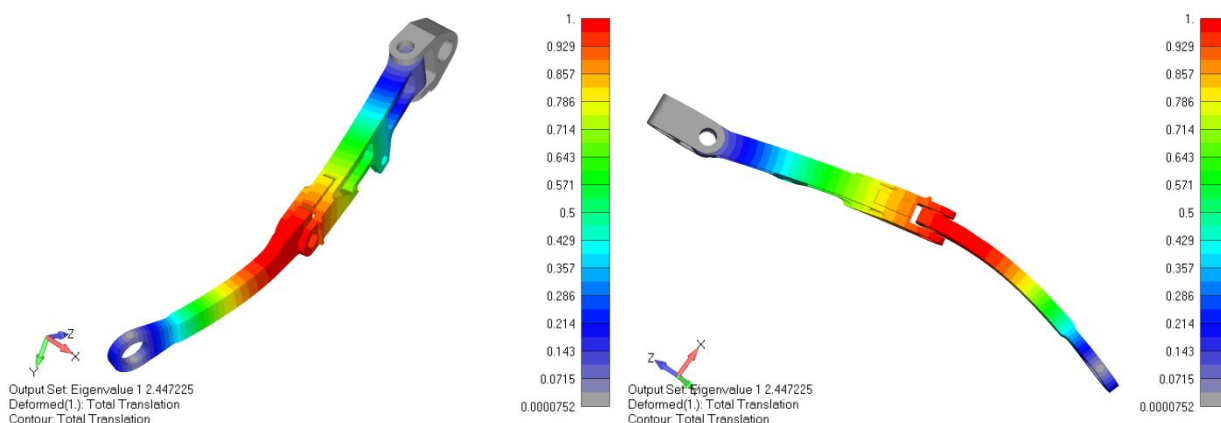
$$A_{rz} = 260 \text{ [mm}^2\text{]}$$

$$p_c = \frac{F_w}{A_{rz}} = 117 \text{ [MPa]} < R_m = 420 \text{ [MPa]}$$

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



Przeprowadzono również analizę wybożenia dla obciążenia CS-VLA.485 Fy- (rys. 28). W wyniku analiz otrzymano współczynnik zapasu na wybożenie $n_w = 1,46$. W celu podniesienia n_w do wartości powyżej 2 zmodyfikowano dolne ramię zastrzału. Po zmianach wartość współczynnika wynosi $n_w = 2,45$.



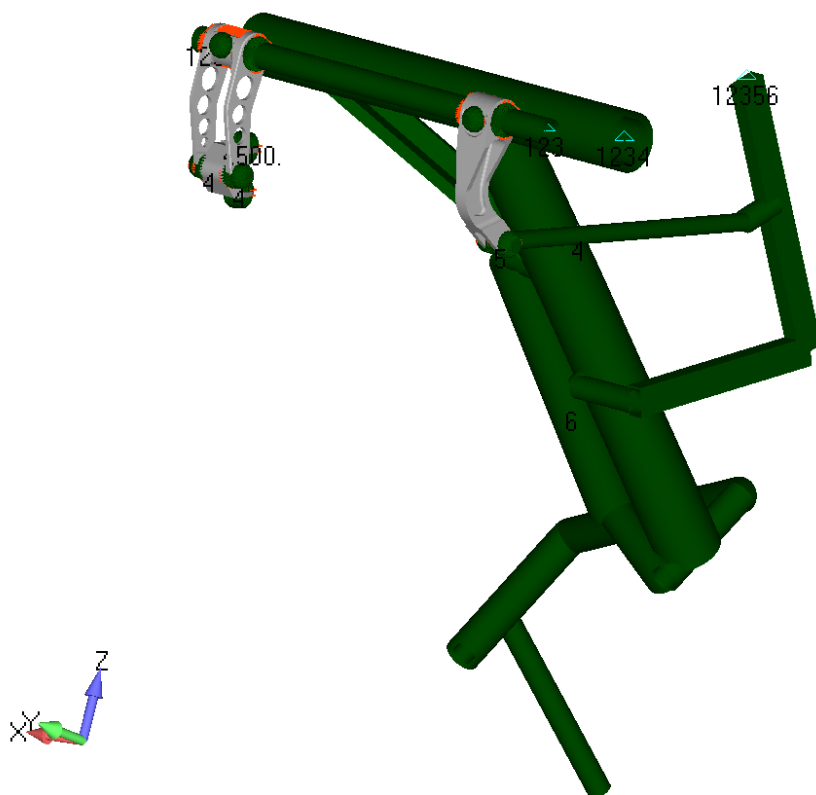
Rysunek 28. Postać wybożenia zastrzału (obciążenie nr 5, Fy-)

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



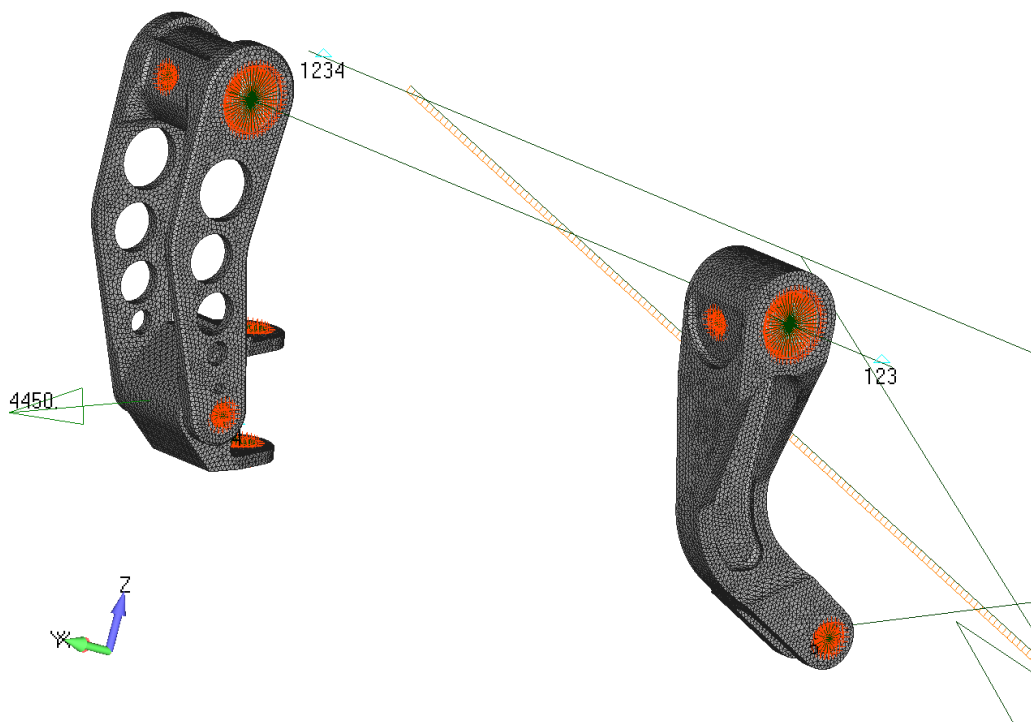
7. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE DŹWIGNI SIŁOWNIKA

Obliczenia dźwigni siłownika przeprowadzono dla maksymalnej siły generowanej przez siłownik zarówno podczas chowania jak i wypuszczania podwozia. Stan taki może zaistnieć w wyniku zablokowania podwozia chowania/wypuszczania kiedy to siłownik oddziałuje z maksymalną siłą na dźwignie. Maksymalna siła, według specyfikacji producenta, jaką wygenerować może siłownik Electrak Pro 10-4B65 to 4450 N. Na rys. XX przedstawiono model numeryczny zastosowany do obliczeń. Pozycja podwozia dobrana została dla przypadku maksymalnego obciążenia dźwigni siłownika. Materiał dźwigni łączącej oś skrętną z zastrzałem stanowił stop aluminium o wytrzymałości doraźnej $R_m = 280$ MPa, materiał dźwigni łączącej oś skrętną z siłownikiem oraz przegubu Cardana stanowiła stal o $R_m = 1100$ MPa.



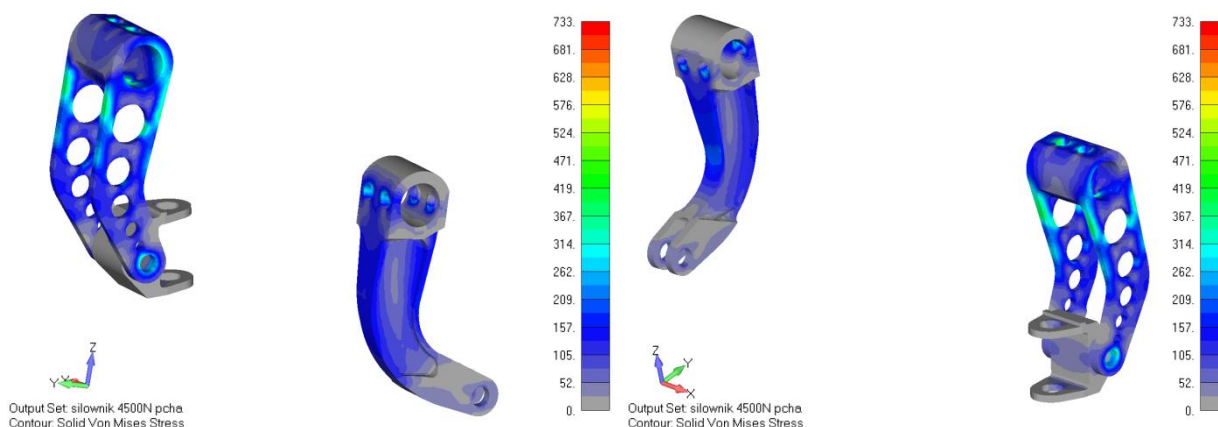
Rysunek 29. Model MES dźwigni siłownika podwozia głównego

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



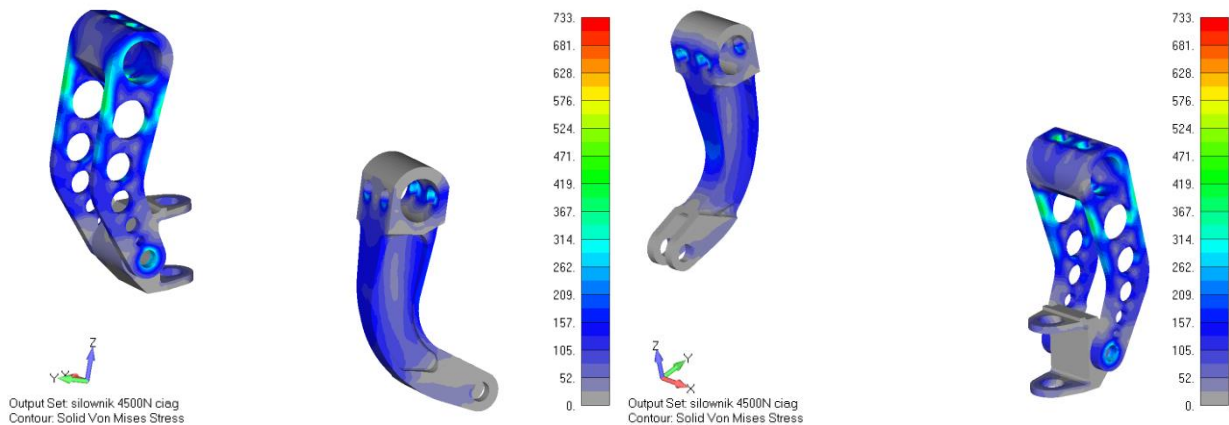
Rysunek 30. Model MES dźwigni siłownika podwozia głównego

Na rys. XX÷XX przedstawiono mapy naprężeń zredukowanych dla opisanego stanu obciążeń.



Rysunek 31. Naprężenia zredukowane w dźwigniach siłownika (obciążenie od siłownika (wysuwania tłoczyska) $F=4500\text{N}$, $R_m=1100\text{MPa}$)

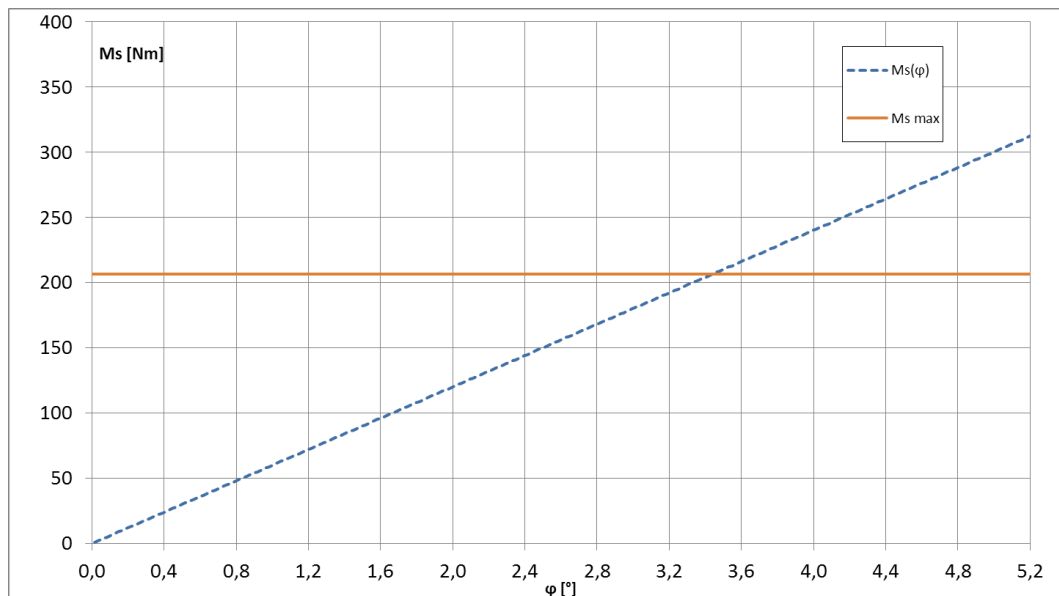
Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



Rysunek 32. Naprężenia zredukowane w dźwigniach siłownika (obciążenie od siłownika (wciąganie tłoczyska) $F=4500\text{N}$, $R_m=1100\text{MPa}$)

Maksymalne naprężenia zredukowane wystąpiły w dźwigni łączącej siłownik z osią skrętną dla przypadku wysuwania tłoczyska siłownika i wyniosły $\sigma_{red}=406\text{MPa}$. Warunek wytrzymałościowy $\sigma_{dop} \leq R_m/1.5$ został spełniony.

W celu zapewnienia właściwego napięcia układu chowania podwozia przeprowadzono analizę sztywności skrętnej osi, na której osadzone są dźwignie. Jako kryterium przy doborze sztywności przyjęto maksymalny moment skręcający jaki wystąpi dla maksymalnego przeciążenia w czasie lotu $n=5.6g$ oraz dostępny zapas skoku na siłowniku. Ostatecznie kąt napinający układ przyjęto $\varphi=3,4^\circ$ przy naprężeniach skręcających $\tau_s=192\text{MPa}$. Zależność kąta skręcenia osi od momentu skręcającego przedstawiono na rys. 35.



Rysunek 33. Zależność kąta skręcenia osi od momentu skręcającego

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



8. OBLICZENIA PODWOZIA W OBSZARZE AMORTYZATORA

Sprawdzenie naprężeń od ciśnienia niszczącego dla cylindra amortyzatora

Naprężenia obwodowe stałe na grubości tłoczyska Rys. xx

$$\sigma_o = \frac{2,25p_{c \max} \cdot (d_{cyl} - t_{cyl})}{2t_{cyl}} = \frac{68,4 \cdot 54}{8} = 462 [MPa]$$

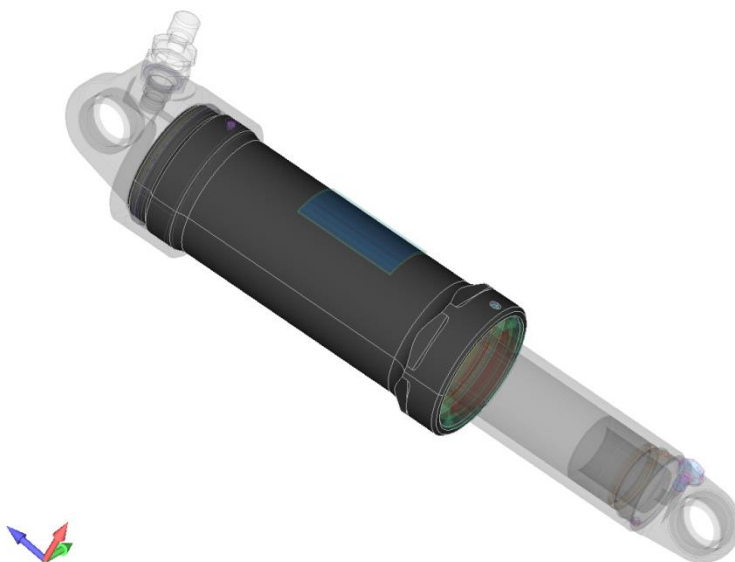
gdzie: t_{t} – grubość ścianki cylindra
 d_{t} – średnica cylindra

Naprężenia wzdłużne

$$\sigma_w = \frac{\sigma_o}{2} = 231 [MPa]$$

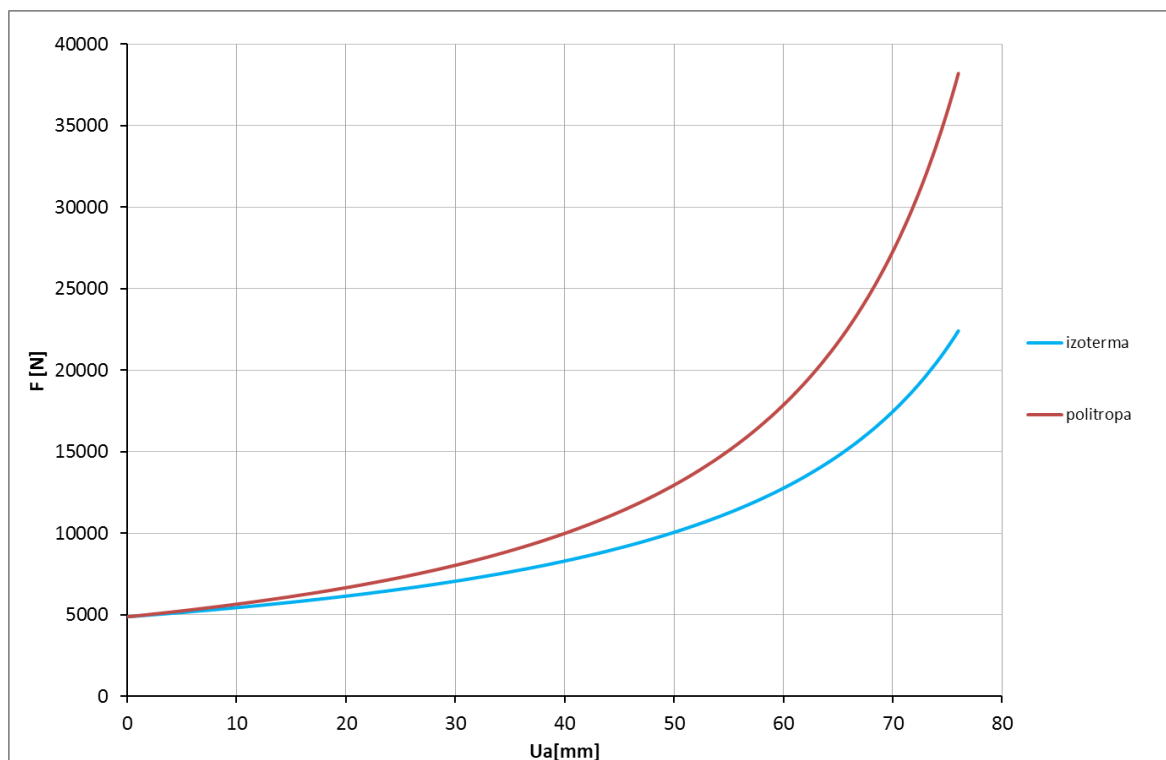
$$\sigma_{red} = \sqrt{0,5[(\sigma_o - \sigma_w)^2 + (\sigma_w - 2,25p_{c \max})^2 + (\sigma_o - 2,25p_{c \max})^2]} = 456 [MPa]$$

Warunek wytrzymałościowy $\sigma_{red} < R_m = 580 \text{ MPa}$ został spełniony.



Rysunek 34. Amortyzator podwozia głównego z wyróżnionym cylindrem

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



Rysunek 35. Charakterystyka statyczna oraz dynamiczna amortyzatora podwozia głównego samolotu AT5

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	



9. SPIS LITERATURY

1. Certifications Specifications for Very Light Aeroplanes CS-VLA
2. Справочная книга по расчету самолета на прочность – Moskwa 1954
3. Wytrzymałość materiałów – Zbigniew Brzoska – Wyd. PWN Warszawa 1974
4. Wzory, wykresy i tablice wytrzymałościowe – M.E. Niezgodziński, T. Niezgodziński – WNT Warszawa 2004
5. Femap 10.1 – Help

K O N I E C

Opracował	Data	Sprawdził	Data	Instytut Lotnictwa Zakład Badań Sprzętu i Wyposażenia Lotniczego
	2014.12		2014.12	