

## THE SAFETY FACTOR DETERMINATION OF COMPOSITES STRUCTURE CABIN OF "I – 23 MANAGER" AIRPLANE FOR LOADS DURING TURNOVER

Kazimierz Stanisław Frączek

Institute of Aeronautics, Department of New Technology  
Aleja Krakowska 110/114, 02-256 Warsaw, Poland  
tel: +48 22 4860011 ext. 542  
e-mail: kaz@ilot.edu.pl

### Abstract

*This paper contains results from practical test of airplane I – 23 Manager for loads during turnover. The measurements in separated points had been taken and compared with theoretical simulations, calculated in finite element method. The both results were identical only up to 50% of normal loads when using linear analysis. The factor safety for theoretical linear analysis and Hill's method was not true, because real body of airplane was broken before necessary load limit requirements by IKCSP.*

*The linear method had been changed into geometrical non-linear method, because the latter more precisely showed deformations and strains, stresses in layers of all composite elements in the cab in the range of required loads.*

*This article presents only the progress philosophy which showed most rational in respect of technical and economic point of view. The solution of design approach was reached with a method of following non-linear simulations which from formal was not here introduced. The finished construction was not presented because the relevant data is legally protected by Institute of Aeronautics.*

**Keywords:** aeronautics, plane design, safety factor, theoretical analysis, Hill's method, composites

## OKREŚLENIE WSPÓŁCZYNNIKA BEZPIECZEŃSTWA KOMPOZYTOWEJ STRUKTURY NOŚNEJ KABINY SAMOLOTU "I – 23 MANAGER" DLA PRZYPADKU KAPOTAŻU

### Streszczenie

*Artykuł zawiera omówienie przebiegu próby statycznej samolotu I – 23 Manager podczas kapotażu. Przebieg praktycznego testu był rejestrowany i wyniki z pomiarów można było porównywać z wynikami z obliczeń wykonanych metodą elementów skończonych. Otrzymywano zgodność obliczeń z wynikami z próby statycznej jedynie do poziomu 50% obciążenia dopuszczalnego przy zastosowaniu liniowej analizy. Wyznaczone współczynniki bezpieczeństwa mimo zastosowania zalecanej metody nie sprawdziły się, ponieważ rzeczywista konstrukcja uległa zniszczeniu przy mniejszym obciążeniu niż jest wymagane przepisami IKCSP.*

*W celu zwiększenia dokładności obliczeń teoretycznych metodą liniową zastąpiono ją metodą z tak zwaną nieliniowością geometryczną, która umożliwiła znalezienie przyczyn przedwczesnego zniszczenia konstrukcji i wyznaczenie współczynników bezpieczeństwa w każdej z warstw kompozytu i w całym zakresie obciążeń.*

*Artykuł ten przedstawia jedynie filozofię postępowania, która okazała się najbardziej racjonalna pod względem technicznym i ekonomicznym. Docelowe rozwiązanie konstrukcyjne zostało osiągnięte metodą kolejnych nieliniowych symulacji, które ze względów czysto formalnych nie zostało tu przedstawione.*

**Słowa kluczowe:** lotnictwo, budowa samolotów, współczynnik bezpieczeństwa, analizy teoretyczne, Hilla metoda, kompozyty

## 1. Wprowadzenie

Lądowanie samolotu o układzie trójkołowym na normalnym betonowym lotnisku jest pozbawione ryzyka wywrotki. Samolot I – 23 Manager jest przewidywany do korzystania z lotnisk przygodnych, gdzie wpadnięcie koła przedniego w dziurę i wywrotka całego samolotu jest prawdopodobna. Dlatego wykonano próbę symulacji takiego zdarzenia na stanowisku badawczym, oraz wykonano kilka symulacji komputerowych przy zastosowaniu kilku metod obliczeniowych.

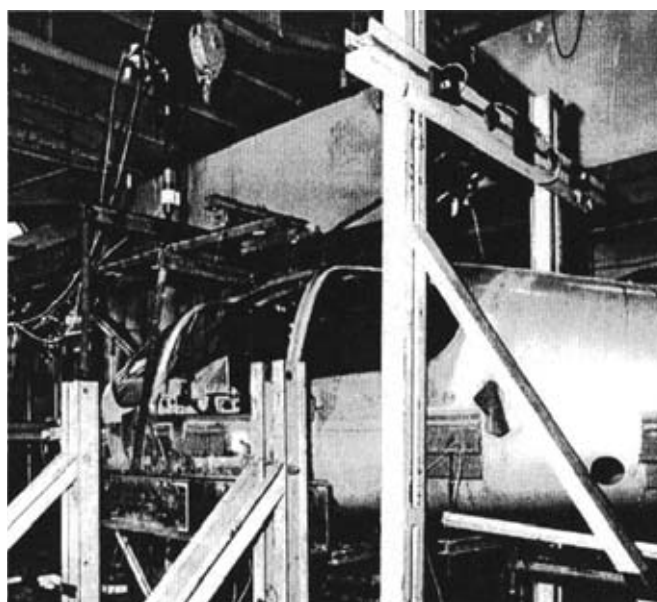
Najnowsze wydarzenia z wyścigów samochodowych Formuły 1 z udziałem Roberta Kubicy dowodzą, że wszystko jest możliwe i konstrukcja musi zabezpieczać pilota i pasażerów przed zgnieceniem kabiny samolotu podczas kapotażu.

Celem testów teoretycznych i praktycznych było udowodnienie poprawności docelowego rozwiązania konstrukcyjnego. Pierwsze obliczenia metodą elementów skończonych z dokładnym odwzorowaniem własności kompozytów i przy wykorzystaniu systemu NASTRAN z liniowym solverem analiz wykazywały poprawność proponowanego rozwiązania konstrukcyjnego.

Niezależnie od analiz teoretycznych poprawność rozwiązania konstrukcyjnego sprawdzano doświadczalnie zastępując działanie sił dynamicznych siłami statycznymi. Wartość siły obciążającej wyznaczono zgodnie z analizą zjawiska i wprowadzono ją w pierwszą wręgę osłaniającą głowę pilota. Zgodnie ze zwyczajami panującymi w Instytucie Lotnictwa, testy praktyczne przeprowadza się stopniowo rejestrując globalne przemieszczenia w miejscu przyłożenia obciążenia i stan odkształceń w miejscach największych sił wewnętrznych. Regułą jest sprawdzenie poprawności pracy konstrukcji do poziomu 50% obciążenia dopuszczalnego, powrót do początku i kontrola zanotowanych wyników.

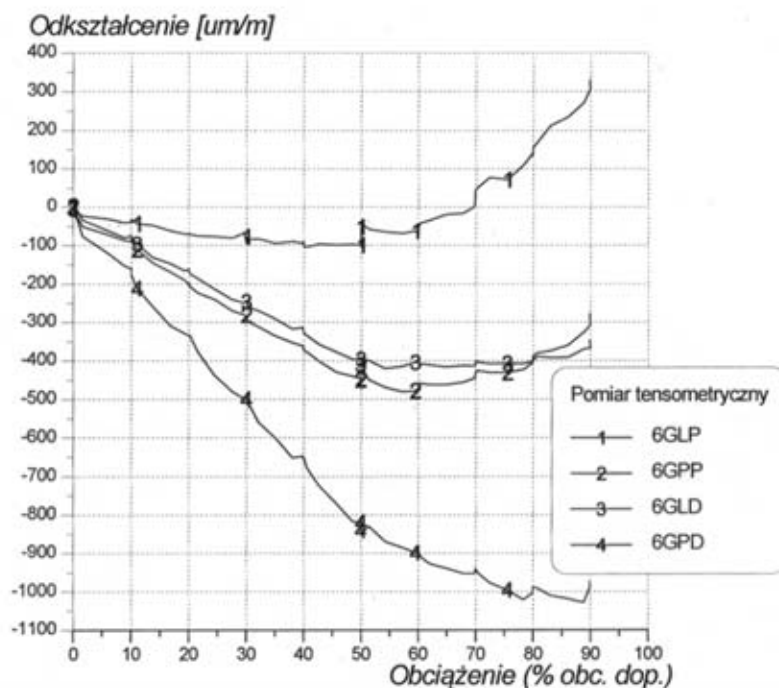
## 2. Próba statyczna kapotażu

Symulację kapotażu przeprowadzono na stanowisku pomiarowym przedstawionym na rys. 1.

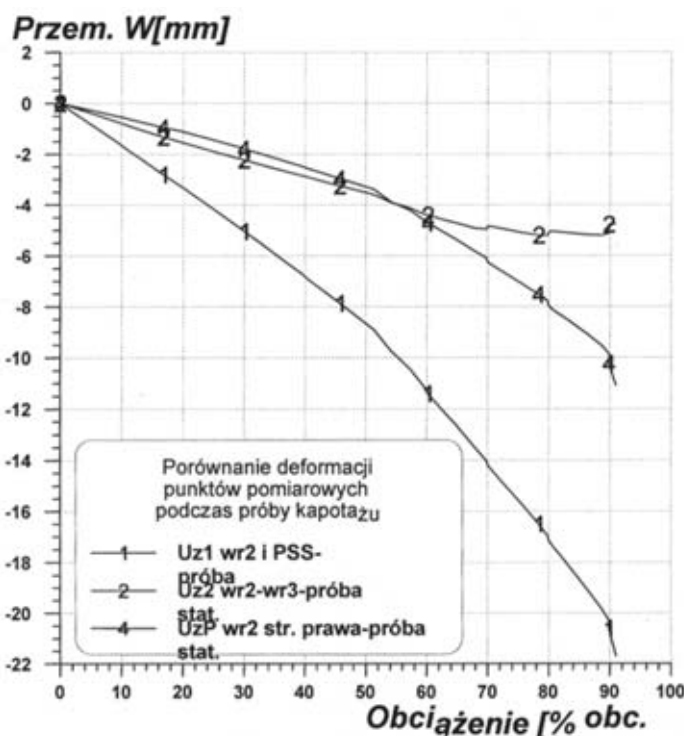


*Rys. 1. Stanowisko do praktycznego testu*  
*Fig. 1. The measurement dock for practical test*

Siłę obciążającą przykładano za pomocą układu siłowników do płyty stalowej przyległej do górnej części kabiny samolotu I –23 w sposób ciągły. Mierzone parametry zapisywano, co 10% obciążenia dopuszczalnego rejestrując wskazania przemieszczeń i odkształceń w wybranych punktach struktury samolotu.



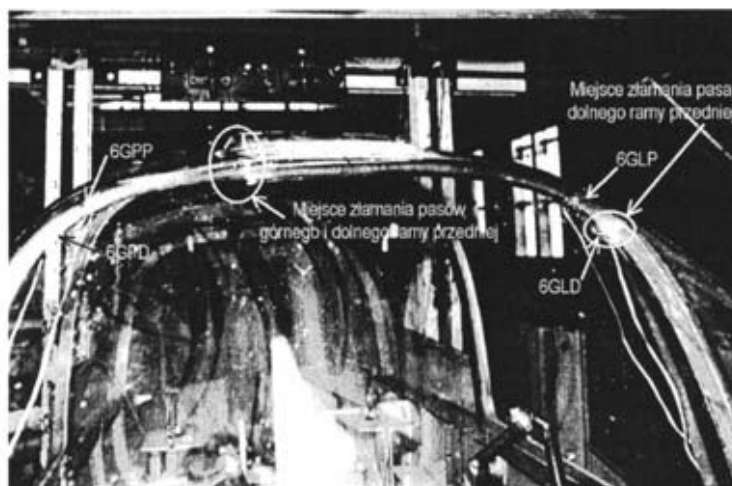
Rys. 2. Pomiar tensometryczny odkształceń kabiny w czasie próby statycznej  
 Fig. 2. The strains during practical test



Rys. 3. Przemieszczenia punktów pomiarowych w funkcji narastania obciążenia  
 Fig. 3. The diagram of displacement points in function increase load

Do 50 % obciążenia dopuszczalnego próba przebiegała bez oznak zniszczenia lub nieliniowej pracy. Po przekroczeniu tej granicy obciążeń pojawiły się pierwsze oznaki niszczenia materiału kompozytowego w postaci trzasków nasilających się równocześnie ze wzrostem obciążenia.

Przy około 90% obciążenia nastąpiło zniszczenie ramy w postaci złamania jej górnego pasa nośnego i dolnego na łuku, gdzie był on również ściskany.



Rys. 4. Widok z przodu na przednią ramę kabiny z zaznaczonymi punktami pomiarowymi i miejsca uszkodzeń  
 Fig. 4. The view the fronts rip of cabin with points of measures and damages



Rys. 5. Widok na podłużnice i przednią wręgę kabiny z zaznaczeniem miejsc uszkodzeń  
 Fig. 5. The view from the right at alongside elements which connect with front rip, showing damages

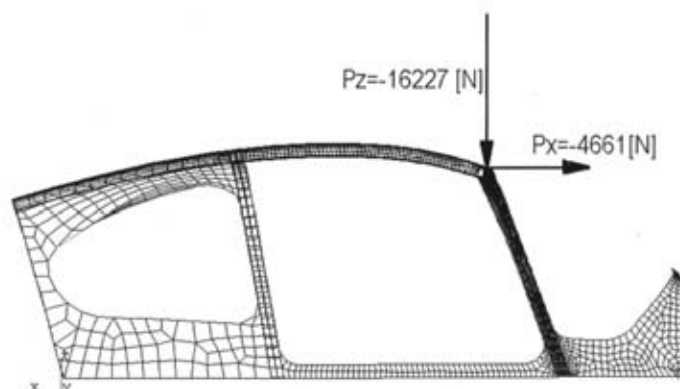
Wskazane miejsca lokalnych zniszczeń warstw kompozytowych pracujących na ściskanie. Zniszczenie przedniej wręgi ramy kabiny wymagało dodatkowej analizy, z wskazaniem poziomów naprężeń w każdej z warstw. Na podstawie pomiarów można z całą pewnością powiedzieć, że po przekroczeniu poziomu 50% obciążeń dopuszczalnych zaczęła się nieliniowa praca zakończona przy poziomie 90% obciążenia dopuszczalnego w postaci zniszczenia konstrukcji. Na podstawie pomiaru odkształceń w rejonie złamania wręgi kabiny i ze znajomości własności materiałowych wyznaczono krytyczną wartość naprężeń ściskających we włóknach węglowych.

### 3. Analiza komputerowa wytrzymałości kabiny podczas kapotażu

Celem analizy komputerowej było zweryfikowanie stanu wyężenia w elementach badanych z uwzględnieniem wszystkich kierunków odkształceń. W tym celu został przygotowany model fizyczny, w którym odwzorowano kształt i własności mechaniczne elementów wręgi przedniej kabiny z elementami sąsiednimi. Dolna część samolotu została odwzorowana przez odpowiednie warunki podporowe. W modelu obliczeniowym uwzględniono działanie płyty wywierającej nacisk na kabine, tak jak przewidywała to próba stanowiskowa.

Wszystkie elementy składowe struktury zamodelowano za pomocą czterowęzłowych elementów płytowo-powłokowych typu QUAD4, oraz w nielicznych miejscach trójkątnych

TRIA3. Podział siatki na elementy był zróżnicowany i wynikał z potrzeby poznania pracy pierwszej wręgi kabiny wraz z połączeniami z górnym pasem. Odwzorowywano własności materiałowe w każdej z warstw kompozytu włącznie z układem tkanin w stosunku do przyjętego układu współrzędnych.

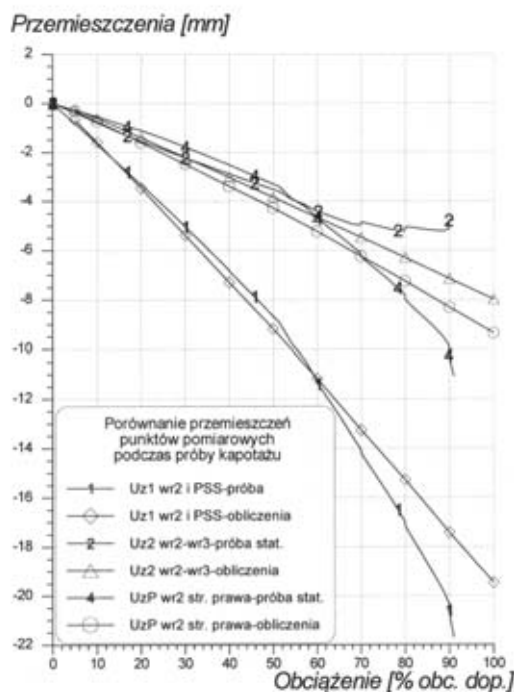


Rys. 6. Model strukturalny kabiny samolotu I23 – Menager z wartością dopuszczalnej siły podczas kapotażu  
 Fig. 6. The structural model of airplane I-23 Manager cabin with necessary force during turnover

Wartość siły obciążającej została podzielona na pół z powodu modelowania jedynie połowy kabiny samolotu. Drugą symetryczną połowę zastąpiono warunkami brzegowymi w płaszczyźnie symetrii samolotu. Należy zaznaczyć, że podczas przykładania siły wręga pierwsza deformuje się tak, że zmienia się miejsce kontaktu ramy z płytą dociskową. W trakcie realizacji próby stanowiskowej zmieniano wielkość płyty dociskowej, tak by odwzorować działanie płyty lotniska.

Początkowo obliczeniami i realizacją próby kierował inny zespół pracowników i użył do analizy metody liniowej. Dlatego wyniki przemieszczeń otrzymywano w postaci linii prostych.

Porównując wyniki z analizy liniowej z wynikami z pomiarów na rzeczywistym obiekcie otrzymano zgodność do poziomu 50% obciążenia dopuszczalnego. Powyżej tego obciążenia struktura nośna wchodzi w zakres nieliniowej pracy, co pokazano to na rysunku nr 7.



Rys. 7. Wykresy przemieszczeń punktów pomiarowych w funkcji narastającego obciążenia otrzymane z próby i z obliczeń metodą liniową

Fig. 7. Diagram of displacement points as function of increasing loads, received thru practical test and theoretical analysis

Zarejestrowane przebiegi przemieszczeń w funkcji narastania obciążenia dowodzą zmiany sztywności obiektu. Była ona spowodowana powstaniem pola ciągnięć na ściankach bocznych wykonanych z cienkich warstw z płótna szklanego. Taką hipotezę należało udowodnić wykonując analizę inną metodą.

Rozmieszczenie punktów pomiarowych zostało pokazane na rys. nr 2.

Pierwsze trzaski zaczęły pojawiać się po przekroczeniu 50% obciążenia dopuszczalnego i nasilały się wraz ze wzrostem obciążenia. Efektem końcowym było złamanie ramy przedniej, które zidentyfikowano po zakończeniu próby. Podczas realizacji praktycznego testu nie było możliwe obserwowanie miejsc lokalnej utraty stateczności ze względów bezpieczeństwa. Ocenę wytrzymałości tkanin kompozytu dokonano metodą obliczeniową na podstawie wyników z analizy numerycznej stosując hipotezę Hill'a, która określa nośność konstrukcji według wzoru:

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = F, \quad (1)$$

gdzie:

- F - wskaźnik zniszczenia w warstwach kompozytu,
- $X = X_t$  - dla naprężeń rozciągających, oraz  $X_c$  dla naprężeń ściskających w kierunku 1,
- $Y = Y_t$  - dla naprężeń rozciągających, oraz  $Y_c$  dla naprężeń ściskających w kierunku 2,
- S - wytrzymałość graniczna dla tkaniny na ścinanie,
- $\sigma_1$  - naprężenia w tkaninie w kierunku 1,
- $\sigma_2$  - naprężenia w tkaninie w kierunku 2,  $\tau_{12}$  - naprężenia ścinające w tkaninie.

Przy pomocy systemu NASTRAN wyznaczono wskaźnika zniszczenia kompozytu dla poszczególnych warstw i przykładowo pokazano to na rysunku nr 8.

Na podstawie literatury [3] oceniono:

Jeśli w ortotropowym laminacie współczynnik  $F < 1.0$ , to laminat jest bezpieczny,

Jeśli współczynnik  $F > 1.0$ , to laminat jest zły.

W tym wypadku wykazano brak zapasu wytrzymałości w warstwach tkanin szklanych.



Rys. 8. Przebieg zmiany współczynników zapasu wytrzymałości przez warstwy kompozytu  
Fig. 8. The diagram of safety factor coefficients in each layer of composite

Między warstwami węglowymi a tkaninami szklanymi występowało relatywnie duże ścinanie, które powodowało rozwarstwianie się kompozytu w szczególności w miejscach maksymalnego ścinania przedniej ramy kabiny. Elementem decydującym o wytrzymałości połączenia między warstwami decydują własności żywicy na ścinanie, której graniczną wartość określono jako:

$$\tau_{graniczne} = 6.5 [N / mm^2]. \quad (2)$$

Problem ścinania jest zwielokrotniony w miejscach gdzie pojawiło się na ściankach szklanego laminatu pofalowanie, prowadzące do nierównomiernego rozkładu sił ścinających.

Zastosowanie nieliniowej analizy z uwzględnieniem nieliniowości geometrycznej było jak najbardziej uzasadnione. Podstawowym wymaganiem było zapewnienie poprawnej pracy do poziomu 140% obciążenia dopuszczalnego. Należało wykazać hipotezę lokalnej utraty stateczności na ściankach bocznych omawianej wręgi i zmienić konstrukcję ramy kabiny tak, by przeniosła wymagane obciążenie.

Wysoką wartość naprężeń ściskających w pasie dolnym ramy przedniej na łuku uzyskiwano w wyniku sumowania się obciążenia od zginania belki i od reakcji powstającej na burtach kabiny.

Do analizy nieliniowej wykorzystano ten sam model obliczeniowy jak w analizie liniowej. Elementy tarczowo - płytowe na skutek ściskania w płaszczyźnie elementu zmieniają swoją długość w sposób nieproporcjonalny do obciążenia. Powstają przy tym przemieszczenia prostopadłe do powierzchni elementu, takie jak podczas zginania. Poziom sił wewnętrznych podczas zmiany kształtu w sposób gwałtowny maleje i jest to powodem powstawania trzasków.

#### 4. Analiza wręgi z nieliniowością geometryczną

Wpływ przemieszczeń prostopadłych do powierzchni na poziom przemieszczeń dowolnego punktu „B” płyty w płaszczyźnie elementu opisano następującymi nieliniowymi zależnościami:

$$q_x^B(x, y, z, t) = q_x^{Tarczy} + z \frac{\partial q_z^{płyty}}{\partial x} - \frac{dx}{2} \left( \frac{\partial q_z^{płyty}}{\partial x} \right)^2, \quad (3)$$

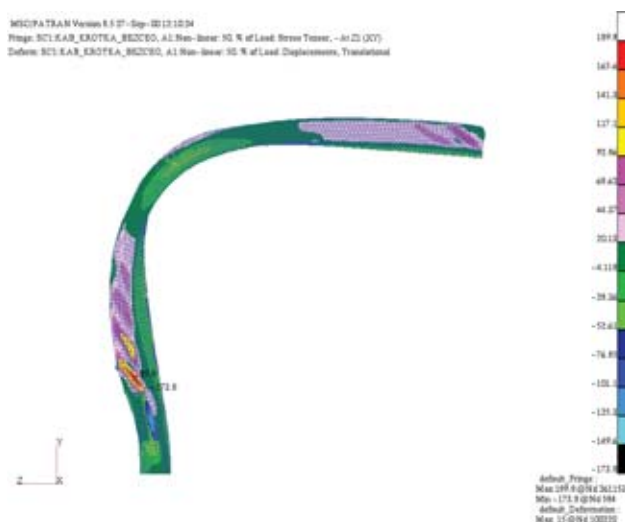
$$q_y^B(x, y, z, t) = q_y^{Tarczy} - z \frac{\partial q_z^{płyty}}{\partial y} - \frac{dy}{2} \left( \frac{\partial q_z^{płyty}}{\partial y} \right)^2, \quad (4)$$

$$\gamma_{xy}^{nl}(x, y, z, t) = \frac{\partial q_x^B(x, y, z, t)}{\partial y} + \frac{\partial q_y^B(x, y, z, t)}{\partial x}, \quad (5)$$

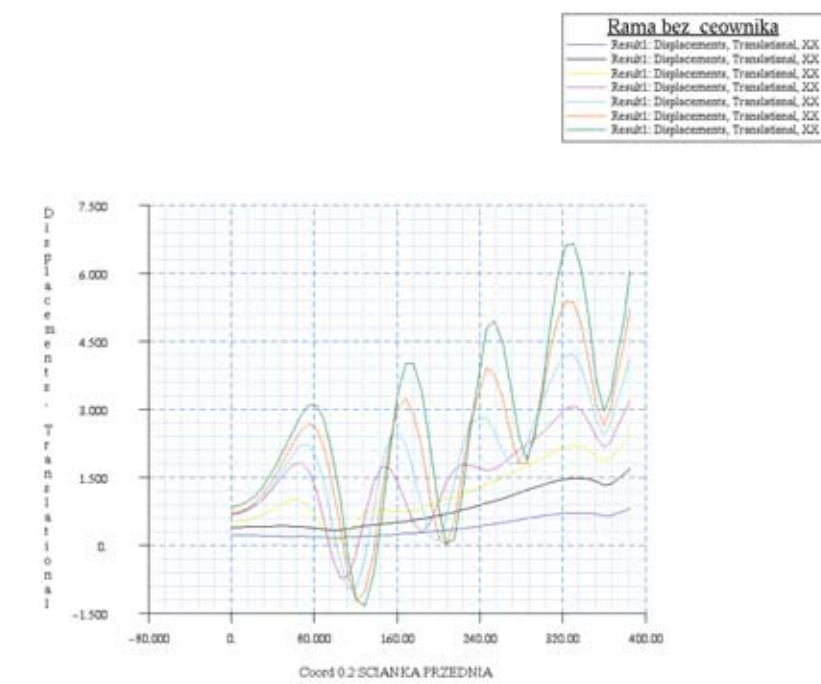
gdzie:

- $q_x^{Tarczy}$  - przemieszczenia w kierunku  $x$  elementu tarczowego,
- $q_y^{Tarczy}$  - przemieszczenia w kierunku  $y$  elementu tarczowego,
- $q_z^{płyty}$  - przemieszczenia w kierunku prostopadłym do powierzchni elementu,
- $\gamma_{xy}^{nl}(x, y, z, t)$  - względne nieliniowe odkształcenie od ścinania w płaszczyźnie elementu.

W celu wykazania słuszności postawionej tezy ściankę boczną zamodelowano o pierwotnej grubości. Dopiero po wykazaniu słuszności założeń zmieniano grubość tych ścianek.



Rys. 9. Mapa naprężeń ścinających w ściance bocznej wręgi przedniej przy 50% obciążenia dopuszczalnego  
 Fig. 9. The map of stress in side wall of front frame at 50% of required load



Rys. 10. Wykresy przemieszczeń prostopadłych do powierzchni elementów ścianki bocznej ramy przedniej  
 Fig. 10. The perpendicular displacement points against side walls of front frame, for varied load levels

## 5. Wnioski z przeprowadzonych badań

- Występuje konieczność przeprowadzania analiz numerycznych przed przystąpieniem do przeprowadzania prób wytrzymałościowych na rzeczywistym obiekcie. Konieczność ta jest spotęgowana ceną prototypu i kosztami badań.
- Zastosowane analizy liniowe nie umożliwiają precyzyjnego określenia granicznej wytrzymałości kompozytu. Najwłaściwszą metodą jest metoda analizy nieliniowej, gdzie uwzględnia się narastanie uszkodzeń i zmiana warunków podparcia na brzegach elementów.
- Wartości krytycznego ściskania włókien węglowych odniesiono dla płyty o grubości 5[mm].
- Wartość granicznych naprężeń ścinających w  $\tau_{graniczne} = 6.5[MPa]$  odniesiono do temperatury pracy w otoczeniu 20° Celcjusza.
- Kryterium Hill'a można stosować dopiero po uwzględnieniu nieliniowej pracy konstrukcji.

Końcowe rozwiązanie konstrukcyjne otrzymano metodą kolejnych analiz nieliniowych w oparciu o uzyskane graniczne wartości naprężeń ściskających i ścinających w warstwach kompozytu.

## Literatura

- [1] Kaczkowski, J., *Sprawozdanie etapowe z badań nr I-23/25/BP/00*, Archiwum B.P. I.L, 2000.
- [2] Urbaniak, W., *Obciążenia samolotu I-23Menager*, Archiwum Instytutu Lotnictwa, 2000.
- [3] *MSC/NASTRAN composite-structural analysis*, The MacNeal-Schwendler Corporation Los Angeles, California, 1977.
- [4] Frączek, K., *Nieliniowa analiza wytrzymałościowa skrzydła samolotu IRYDA M96*, III Krajowa Konferencja Użytkowników Oprogramowania Nastran/Patran, Materiały Konferencyjne, listopad 1998.
- [5] Frączek, K., *Obliczenia wytrzymałościowe kabiny samolotu I-23 na przypadek kapotażu*, Sprawozdanie nr I-23/06/BP/2001 Archiwum B.P. Instytutu Lotnictwa 2001.