

PRÓBA ODTWORZENIA GEOMETRII ELEMENTÓW SIŁOWYCH SKRZYDŁA SAMOLOTU TU-154

Jan Błaszczyk

Abstract

In following paper the estimation of wing internal structure geometry has been presented. Knowing the wing internal structure layout and its specific operation conditions the participation in load transfer of internal structure elements was determined. Having the strength conditions, the internal structure geometry parameters in test cross-section was determined. Generally available knowledge of technical data and performance of tested aircraft was used. Moreover a necessary specific knowledge was used.

Keywords - aircraft structure, wing loads, flight envelope, strength of aircraft structures.

Streszczenie

Przedstawiono próbę oszacowania geometrii elementów siłowych płatowca na przykładzie skrzydła. Znając układ wytrzymałościowo-konstrukcyjny skrzydła, specyfikę jego pracy, ustalono udział elementów siłowych w przenoszeniu obciążeń. Wychodząc z warunków wytrzymałościowych określono parametry geometryczne struktury siłowej w badanym przekroju. Wykorzystano ogólnie dostępną wiedzę o analizowanym samolocie w zakresie danych technicznych i jego osiągow oraz posiłkowano się konieczną wiedzą specjalistyczną w tym obszarze.

Słowa kluczowe – konstrukcja lotnicza, obciążenia skrzydła, obwiednia obciążeń, wytrzymałość konstrukcji lotniczej

1. SFORMUŁOWANIE PROBLEMU

1.1. Wprowadzenie

W pracy zaprezentowano, proste, inżynierskie podejście które pozwala odpowiedzieć na najważniejsze problemy wytrzymałościowe, przynajmniej z punktu widzenia statyki konstrukcji lotniczych [1].

Zamysłem autora było dojście do określenia przybliżonych parametrów geometrycznych siłowych elementów struktury skrzydła na bazie ogólnodostępnych danych technicznych i osiągow samolotu. Przy wykorzystaniu szacunkowych, wstępnych obliczeń wytrzymałościowych cienkościennych struktur lotniczych. W tym celu wykorzystywano poradniki do projektowania konstrukcji [2, 3, 4], oraz opracowania dotyczące konstrukcji statków powietrznych [5, 6, 7] i ich obliczeń wytrzymałościowych [8, 9, 10, 11].

Powszechnie wiadomo, że wszystkie dociekania badaczy, dotyczące odpowiedzi układu samolotu na różne „wymuszenia” mechaniczne, ściśle związane są ze znajomością geometrii konstrukcji, w tym szczegółowo

konstrukcji i geometrii elementów szkieletu płatowca. Najprościej - mieć dostęp do dokumentacji technicznej konstrukcji. Problem może rozwiązać również dostęp do rzeczywistej, fizycznej konstrukcji samolotu. Ponieważ obydwoma możliwościami nie dysponujemy, dlatego dla rozwiązania postawionego problemu, przyjęto następującą drogę postępowania:

- penetracja ogólnie dostępnej literatury technicznej dotyczącej samolotu (m.in. [12, 13, 14, 15]), w której znaleźć można niezbędne ogólne dane techniczne i osiągi rozpatrywanego samolotu (przeznaczenie, geometria, sylwetka w rzutach, struktura wytrzymałościowa, masy, profile, pogładowe przekroje wewnętrzne,...),
- wykorzystywanie danych bardziej szczegółowych zawartych w dostępnej dokumentacji technicznej, z reguły eksploatacyjnej dokumentacji samolotu (np. [16]),
- wykorzystanie specjalistycznej wiedzy lotniczej z zakresu obciążeń zewnętrznych działających na konstrukcję, specyfiki pracy konstrukcji lotniczej i specyfiki jej obliczeń wytrzymałościowych.

1.2. Miejsce samolotu wg norm wytrzymałości

Wróćmy na moment do projektowania płatowca samolotu. Przy wykonywaniu obliczeń wytrzymałościowych płatowca (i jego części) niezbędna jest znajomość obciążeń działających na samolot w czasie eksploatacji (por. [17, 18, 19, 20, 21]). Dokładne określenie wielkości i kierunku, rozkładu i charakteru działania obciążeń jest możliwe tylko na konkretnym samolocie i w konkretnych warunkach jego użytkowania. Ponieważ obliczenia wytrzymałościowe prowadzi się w procesie jego projektowania (gdy obciążenia rzeczywiste nie są znane) zachodzi konieczność ustalenia obciążeń prawdopodobnych. Obciążenia te przyjmuje się na podstawie analizy statystycznej pomiarów od zarania lotnictwa i podaje w normach wytrzymałości (przepisach budowy samolotów) jako obowiązujące. Normy wytrzymałości podlegają ciągłym zmianom i uściśleniom, zgodnie z aktualnymi wymaganiami techniki lotniczej oraz w oparciu o najnowsze badania. Normalizowanie obciążeń prowadzi się w taki sposób, by były jak najbardziej zbliżone do rzeczywistych, którym podlegać będzie samolot w okresie jego eksploatacji. Jeśli obciążenia rzeczywiste okażą się większe od znormalizowanych (obliczeniowych) to konstrukcja nie będzie mieć dostatecznej wytrzymałości; jeżeli będą mniejsze od obliczeniowych, wówczas

Dr inż. Jan Błaszczyk, emerytowany pracownik WAT, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa (e-mail: grot1940@tlen.pl).

konstrukcja będzie przewymiarowana (o dużej masie) co prowadzi do pogorszenia własności lotnych samolotu.

Zgodnie z normami wytrzymałości wszystkie samoloty dzieli się na trzy klasy: A - akrobacyjne, B - o ograniczonej akrobacji i C - nieakrobacyjne. Z powyższego wynika, że podstawą klasyfikacji w normach jest zwrotność (akrobacyjność, manewrowość) samolotu a nie jego przeznaczenie (dyspozycyjny, myśliwski, pasażerski, patrolowy,...). Zaliczenie konkretnego samolotu do danej klasy zależy od oceny właściwości manewrowych, którymi się charakteryzuje zgodnie z konkretnym przeznaczeniem i stawianymi wymogami przez użytkownika (zamawiającego samolot).

Dla każdej klasy samolotów normy podają wartość maksymalnego przeciążenia eksploatacyjnego $n_{e,max}$ tj. największego dopuszczalnego przeciążenia podczas całego okresu eksploatacji. Jego wartość określa się w normach w zależności od masy samolotu w locie oraz wielkości ciśnienia dynamicznego. Jest ona różna dla samolotów różnych klas. Dla samolotów klasy A wielkość $n_{e,max}$ ograniczana jest względami fizjologicznymi organizmu ludzkiego i z reguły nie przekracza $n_{e,max} = 8 \div 9$. Dla samolotów klasy B wielkość $n_{e,max}$ zawiera się średnio w zakresie $4 \div 5,5$ co zapewnia niezbędne własności manewrowe i lot z podmuchami. Dla samolotów klasy C wielkość $n_{e,max}$ określa się dla warunków lotu w burzliwej atmosferze, przyjmując zwykle $n_{e,max} = 2,5 \div 3,5$. Z przedstawionej treści wynika, że samolot Tu-154 należy zaliczyć do klasy C.

1.3. Problemy wytrzymałościowe i wymagania ogólne

Jednym z podstawowych wymagań stawianych konstrukcji lotniczej jest dostateczna wytrzymałość przy zachowaniu minimalnej masy. Przyjmuje się, że konstrukcja samolotu jest dostatecznie wytrzymała jeśli równocześnie spełnione są dwa wymagania.

1. Przy działaniu obciążenia mniejszego od obliczeniowego nie nastąpi zniszczenie konstrukcji. Jest ono spełnione w przypadku, gdy wielkość naprężeń powstających w głównych elementach siłowych konstrukcji pod działaniem obciążenia obliczeniowego jest mniejsza od wielkości naprężeń niszczących tj. $\sigma_o \leq \sigma_n$. Oznacza to, że jeśli element konstrukcji jest poddany rozciąganiu, wówczas naprężenia niszczące σ_n równe są doraźnej wytrzymałości materiału R_m . Natomiast jeśli element pracuje na ściskanie (a może przy tym utracić stateczność) wówczas naprężenia niszczące równe są naprężeniom krytycznym σ_{kr} .
2. Przy działaniu obciążenia eksploatacyjnego, naprężenia powstałe w elementach konstrukcji nie powinny przekraczać wielkości naprężeń dopuszczalnych tj. $\sigma_e \leq \sigma_{dop}$.

Obydwa warunki wytrzymałościowe mające postać

$$\sigma_o \leq \sigma_n, \quad \sigma_e \leq \sigma_{dop}, \quad (1)$$

zabezpieczają dostateczną wytrzymałość konstrukcji. Jeśli σ_o i σ_e będą znacznie mniejsze od σ_n i σ_{dop} , to konstrukcja będzie przewymiarowana. Z powyższego wynika, że optymalna wielkość współczynnika bezpieczeństwa, przy której spełnione są jednocześnie obydwa warunki, powinna być równa stosunkowi σ_n / σ_{dop} . Zalecana przez normy wytrzymałościowe wielkość współczynnika bezpieczeństwa $f = 1,5 \div 2$ zabezpiecza spełnienie drugiego warunku przy obliczaniu konstrukcji zgodnie z warunkiem pierwszym.

2. OBCIĄŻENIA SKRZYDŁA

2.1. Przypadki obliczeniowe obciążenia

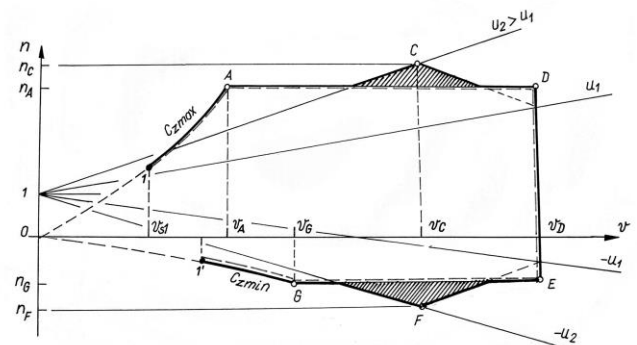
Do dalszych rozważań należy wyznaczyć obciążenia obliczeniowe działające na skrzydła samolotu. Obciążenia te istotnie zależą od warunków lotu. Jedno i to samo obciążenie (np. siła nośna skrzydła) może być osiągnięte przy dużych prędkościach na małych kątach natarcia lub przy małych prędkościach na dużych kątach natarcia. Jednakże jego rozkład na powierzchni skrzydła będzie różny. W wyniku tego w jednym przypadku bardziej obciążone będą jedne elementy konstrukcji, w drugim inne. Z wszystkich możliwych przypadków obciążenia skrzydła normy wytrzymałości wyróżniają takie, które charakteryzują się najbardziej ciężkimi warunkami pracy określonej grupy elementów konstrukcji. Przypadki te nazywane są *obliczeniowymi przypadkami obciążenia*. Jeśli wytrzymałość konstrukcji będzie dostateczna w poszczególnych przypadkach obliczeniowych, to uważa się, że będzie ona dostateczna w ogóle.

2.2. Obwiednia obciążeń

W celu wyznaczenia obciążeń działających na skrzydło (również na inne zespoły płatowca), niezbędna jest znajomość przeciążenia n , prędkości lotu v i masy samolotu m . Na podstawie danych statystycznych normy wytrzymałości określają obszary obciążeń występujących w locie w postaci obwiedni $n(v)$ dla określonej klasy samolotów, podanych w punkcie 1.2.

Na Rys. 1 przedstawiono hipotetyczną obwiednię $n(v)$ dla samolotu klasy C tj. samolotu nieakrobacyjnego (pasażerskiego, transportowego,...). Jest to obwiednia obciążeń w locie, będąca wypadkową dwóch obwiedni obciążeń: pierwszej - od sterowania, drugiej - obciążeń powstających w locie z podmuchami.

Obszar zakreślony (ograniczony) linią łamaną (Rys. 1): 1ADEG1' oznacza obszar użytkowania samolotu, a obciążenia wynikają ze sterowania. Dodatkowe pola użytkowania samolotu wyznaczają podmuchy. Są to pola zakreślane w pobliżu punktów: C - w locie z dodatnimi przeciążeniami, punktu F - z przeciążeniami ujemnymi.



Rys. 1. Przykład obwiedni obciążeń samolotu w locie jako wypadkowej od sterowania i od podmuchów dla samolotu nieakrobacyjnego (klasa C). Prędkości: v_{s1} - prędkość przeciągnięcia w locie normalnym, v_A i v_G - prędkości manewrowe odpowiednio w locie z przeciążeniami dodatnimi oraz ujemnymi, v_c - prędkość przelotowa, v_D - prędkość maksymalna.

Należy dodać, że największymi przeciążeniami dla samolotu nieakrobacyjnego, jak widać z obwiedni (Rys. 1)

są przeciążenia towarzyszące podmuchowi u_2 , zarówno po stronie dodatniej (podmucha wstępujący) jak i po stronie ujemnej (podmucha zstępujący). Wartości tych przeciążeń w dalszej części referatu wykorzystane zostaną do analizy i rozwiązania postawionego problemu.

Z rysunku obwiedni $n(v)$ wynika ważna konkluzja dla pilota. Otóż podczas lotu w burzliwej atmosferze nie powinno się przekraczać prędkości v_c , bowiem powyżej tej prędkości podmucha powietrza (bliskie u_2) mogą „połamać” samolot.

Przeciążenia działające na samolot w locie z podmuchami n_b możemy określić z zależności

$$n_b = 1 \pm Au v, \quad (2)$$

w której parametr kierunkowy A zależy od nośności skrzydła (pochodna C_z po α), jednostkowego obciążenia płata p i wysokości lotu (tu gęstość powietrza ρ)

$$A = A \left(\frac{\partial C_z}{\partial \alpha}, \frac{1}{2p}, \rho \right). \quad (2a)$$

Zależność (2), dla konkretnej wartości parametru A i podmucha u jest równaniem linii prostej względem prędkości v (por. linie podmuchów na Rys. 1). Znaki \pm dotyczą skierowania podmucha. W normach wytrzymałości rozpatruje się dwa lub trzy podmucha u_1, u_2, u_3 , skierowane do góry i do dołu. Największy z nich u_3 nie przekracza wartości 25 m/s. Z reguły, dla samolotów tej klasy, najważniejszym jest podmucha u_2 bowiem linia prosta (2), dla prędkości v_c , powoduje wzrost przeciążeń działających na samolot w stosunku do przeciążeń od sterowania, jak przedstawiono na Rys. 1.

Obwiednia obciążeń zwiera trzy wyróżnione prędkości v_A, v_C i v_D , które dla samolotu Tu-154 należy oszacować. W tym celu wykorzystamy wartości dopuszczalnego ciśnienia dynamicznego q_{max} , które dla tej klasy samolotów należą do przedziału (2000÷3500) kG/m^2 [6, 8, 7]. Do dalszych analiz przyjęto wartość z tego przedziału wynoszącą 3000 kG/m^2 . Na tej podstawie i w oparciu o dane techniczne samolotu wyznaczono prędkości $v_C = 630 \text{ km/h}$ i $v_D = 790 \text{ km/h}$. Prędkość wyjścia z nurkowania oszacowano na 450 km/h . Wszystkie prędkości dotyczą wysokości $H = 0$.

Jak wcześniej wspomniano, obwiednię obciążeń wyznacza się dla różnych wysokości i ustalonej masy samolotu nazywanej masą obliczeniową m_{obl} , która jest mniejsza od masy startowej maksymalnej. Przy zwiększaniu masy samolotu, powyżej masy obliczeniowej, maksymalne przeciążenie eksploatacyjne $n_{e_{max,m}}$ odpowiadające tej masie powinno być obniżone zgodnie z zależnością

$$n_{e_{max,m}} \leq n_{e_{max}} \frac{m_{obl}}{m}. \quad (3)$$

W opisach technicznych samolotu zwykle producent podaje wielkość $n_{e_{max,m}}$ dla kilku konfiguracji masowych (załadowania) samolotu.

Jako masę obliczeniową dla Tu-154 przyjęto 0,85 masy startowej maksymalnej co daje $\approx 87100 \text{ kg}$. Z kalkulacji masowej samolotu oraz danych masowych zamieszczonych w [22] wynika, że dla tej masy należy przyjąć pozostałość 50 % paliwa w zbiornikach wewnętrznych płata. W tej kwestii nasuwa się pewna analogia do samolotów innej klasy, np. [23].

2.3. Rozkłady sił wewnętrznych wzdłuż długości skrzydła

Rozpatrzmy trzy punkty obwiedni obciążeń A, C i D (Rys. 1), odpowiadające przypadkom obliczeniowym obciążenia przy dodatnich kątach natarcia. Przewidywać należy, że w tych punktach skrzydło podlegać będzie największym obciążeniom. Czym się te punkty charakteryzują? Kolejno:

Punkt A - lot krzywoliniowy na krytycznym kącie natarcia (C_{zmax}), prędkością manewrową v_A i dużym przeciążeniem eksploatacyjnym n_A . Punkt przyłożenia siły aerodynamicznej leży w przedniej części profilu skrzydła. Powinna działać duża siła poprzeczna oraz duży moment zginający i skręcający w przekroju skrzydła. Punkt A rozpatruje się w celu sprawdzenia wytrzymałości noska profilu i przedniego dźwigara skrzydła. Realizowany jest np. podczas wyjścia z nurkowania (tzw. wyrwanie).

Punkt C - lot z prędkością przelotową $v_C > v_A$, z umiarkowanym (małym) kątem natarcia i maksymalnym przeciążeniem eksploatacyjnym $n_C = n_{e_{max}}$ wynikającym z podmucha pionowego wstępującego o prędkości $u_2 > u_1$;

Punkt D - krzywoliniowy lot samolotu na małych kątach natarcia z maksymalną prędkością v_D i z dużym przeciążeniem $n_D = n_A$ lecz mniejsze od n_C . Przypadkowi towarzyszą duża siła poprzeczna, duży moment zginający i duży moment skręcający. Ten ostatni może być przeciwnego znaku niż w punkcie A , z uwagi na przemieszczenie do tyłu środka parcia wzdłuż cięciwy skrzydła.

Reasumując, do dalszych analiz przyjęto następujące wartości parametrów obwiedni $n(v)$:

- punkt A : $n_A = 3$; $v_A = 450 \text{ km/h}$,
- punkt C : $n_C = 3,5$; $v_C = 630 \text{ km/h}$,
- punkt D : $n_D = 3$; $v_D = 790 \text{ km/h}$,

Obciążenia skrzydła wzdłuż rozpiętości wyznaczono proporcjonalnie do bieżącej cięciwy skrzydła [19, 24] zgodnie z wzorem

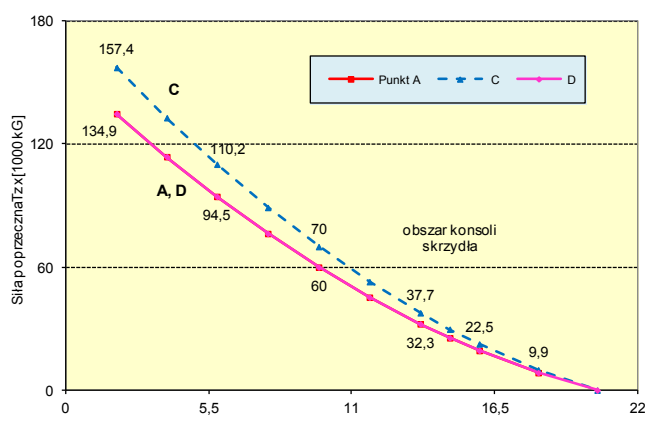
$$p_z(y) = \frac{n_o (m_{obl} - m_{pl}) g}{S} b(y), \quad (4)$$

gdzie: $b(y)$ - bieżąca cięciwa skrzydła; g - przyspieszenie ziemskie; m_{pl} - masa płata (dwóch skrzydeł); m_{obl} - masa obliczeniowa samolotu w locie; n_o - przeciążenie obliczeniowe dla ekstremalnych punktów obwiedni $n(v)$; $p_z(y)$ - jednostkowe obciążenie skrzydła wzdłuż rozpiętości; S - powierzchnia nośna płata.

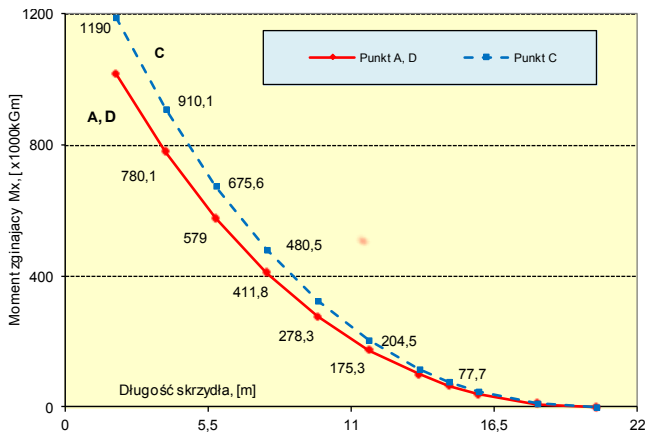
Po wykonaniu całkowania wzdłuż długości (rozpiętości) skrzydła otrzymujemy rozkład siły poprzecznej oraz podobnie - rozkłady momentów: zginającego i skręcającego. Przy wyznaczaniu rozkładu momentu skręcającego należy pamiętać o przesunięciu środka parcia i środka masy względem środka sztywności (środek sił poprzecznych) w bieżącym przekroju skrzydła [25].

Dla nas interesujące są ekstremalne punkty obliczeniowe obwiedni $n(v)$ - Rys. 1. Rozkłady obliczeniowych sił wewnętrznych wzdłuż długości skrzydła dla punktów A, C i D przedstawiono odpowiednio na Rys. 2 - dla siły poprzecznej T_{zo} , Rys. 3 - dla momentu zginającego M_{xo} i na Rys. 4 dla momentu skręcającego M_{so} . Rozkłady obciążeń obliczeniowych (T_{zo}, M_{xo} i M_{so}) uzyskano przy przyjęciu współczynnika pewności wynoszącego 1,5. Z rozkładów sił i momentów (Rys. 2÷Rys. 4) można ustalić, obciążenia obliczeniowe w krytycznym przekroju skrzydła tj. w przekroju kontaktu z brzozą [22, 24]. Wynoszą one: $T_{zo} \approx 29,75 \text{ T}$, $M_{xo} \approx 77,7 \text{ Tm}$ i $M_{so} \approx 14,8 \text{ Tm}$. Są to

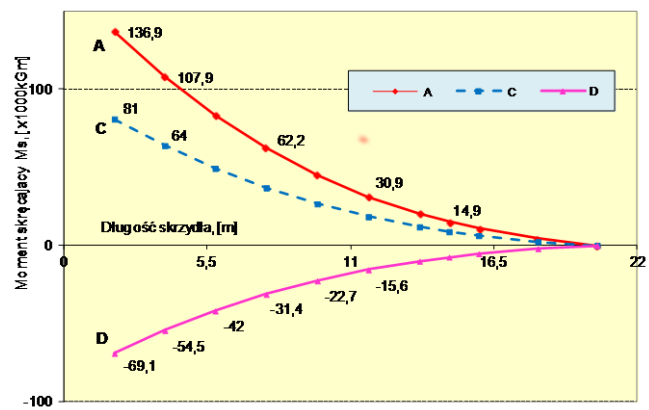
największe wartości „sił”, uzyskane w locie z dodatnimi przeciążeniami. Pierwsze dwie wartości dotyczą lotu samolotu z podmuchem u_2 (punkt C obwiedni), natomiast wartość M_{so} dotyczy punktu A (wyjście z nurkowania).



Rys. 2. Zmiana siły poprzecznej T_z wzdłuż długości skrzydła dla punktów A, C i D obwiedni $n(v)$. Masa samolotu 87100 kg, $H = 0$ m, prędkości: manewrowa $v_A = 450$ km/h, przelotowa $v_C = 630$ km/h i maksymalna $v_D = 790$ km/h (Rys. 1).



Rys. 3. Zmiana momentu zginającego M_x wzdłuż skrzydła samolotu dla punktów A, C i D obwiedni $n(v)$. Dane analogiczne jak na Rys. 2



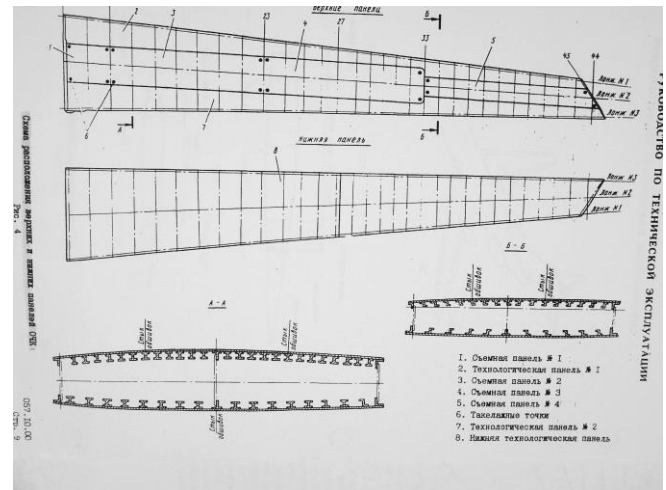
Rys. 4. Rozkłady momentów skręcających M_s wzdłuż skrzydła samolotu dla punktów A, C i D obwiedni $n(v)$. Dane analogiczne jak na Rys. 2.

W analizach wytrzymałościowych, prowadzących do wyznaczenia geometrii struktury, należy rozpatrzyć wszystkie punkty obwiedni $n(v)$. Każdorazowo przyjmować adekwatne obciążenia dla rozpatrywanego punktu. Obciążenia te będą się różnić od wymienionych wyżej –

obciążeń maksymalnych. Trzeba znaleźć taki punkt dla którego stan obciążeń powodować będzie największe naprężenia w strukturze. Najprostszą drogą jest analiza jakościowa stanu naprężeń od układu tych obciążeń.

3. WSTĘPNE OBLICZENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

Przy obliczaniu ogólnej wytrzymałości i sztywności skrzydła niezbędne są obciążenia, geometryczne parametry konstrukcji (chcemy je wyznaczyć) oraz własności fizykochemiczne zastosowanych materiałów. Określanie naprężeń i odkształceń w elementach skrzydła, w oparciu o ogólne zasady mechaniki technicznej jest zadaniem złożonym, wielokrotnie statycznie niewyznaczalnym. Na użytek niniejszego opracowania, przejdziemy od konstrukcji rzeczywistej do określonego modelu siłowego, konstrukcyjno-wytrzymałościowego. Konstrukcja skrzydła samolotu Tu-154 (Rys. 5) składa się z następujących elementów: trzech dźwigarów (Rys. 6), podłużnic, żeber i pokrycia.



Rys. 5. Struktura siłowa doczepnej części skrzydła [16]. Na użytek referatu analizowany jest przekrój A-A obowiązujący dla struktury trójdzwigarowej skrzydła doczepnego.

Nie wdając się w szczegóły pracy konstrukcji można stwierdzić, że w pokryciu powstają naprężenia styczne (od momentu skręcającego M_s i sił tnących T_z i T_x) oraz naprężenia normalne (od momentów zginających M_x i M_z), w podłużnicach i pasach dźwigarów naprężenia normalne (od M_x i M_z), w ściankach dźwigarów – naprężenia styczne (od T_z , T_x i M_s), w żeberkach – naprężenia normalne (od T i M_s – pod wpływem którego żeberka pracują na zginanie). Należy tu dodać, że w przypadku skrzydła samolotu Tupolewa pokrycie w pełni „współpracuje” z podłużnicami, o czym w dalszej części. Niżej rozpatrzmy bardziej szczegółowo wybrane, podstawowe elementy konstrukcji.

W analizowanym przekroju skrzydła na elementy konstrukcji siłowej zastosowano stopy aluminium (ozn. ros.): D16 ($R_m = 45$ kg/mm^2) i B95 ($R_m = 55$ kg/mm^2). Wartości wytrzymałości doraźnej stopów podano za [15]. Panel górny skrzydła (pasy dźwigarów, pokrycie wraz z podłużnicami) wykonany jest ze stopu o podwyższonej wytrzymałości B95. Natomiast panel dolny (z analogicznymi elementami jak w panelu górnym) jest wykonany z duralu D16 [26].

3.1. Przeniesienie siły poprzecznej T_{zo}

Siła poprzeczna przenoszona jest głównie przez ścianki wzdłużne skrzydła w postaci wydatku naprężeń stycznych q

w [kG/cm]. W skrzydle samolotu Tu-154 są nimi ścianki dźwigarów. Udział każdej ścianki w przeniesieniu siły T_{zo} jest zależny od jej sztywności (geometrii). Ponieważ jej nie znamy, więc przyjmujemy, że siła w każdej ściance jest proporcjonalna do kwadratu jej wysokości, czyli

$$T_{zi} = \frac{h_i^2}{\sum_1^3 h_i^2} T_{zo}, \quad i = 1, 2, 3. \quad (5)$$

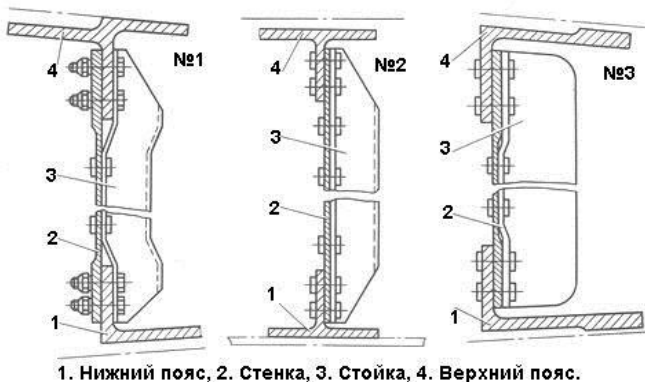
Wysokości kolejnych ścianek, przyjęto z profilu analizowanego przekroju skrzydła: 26 cm, 35 cm i 29 cm.

Z obliczeń wynika, że udział ścianek w przenoszeniu siły obliczeniowej T_{zo} jest następujący: $T_{z1} = 24,7\% T_{zo}$, $T_{z2} = 44,7\% T_{zo}$, $T_{z3} = 30,7\% T_{zo}$. Dla obliczonych sił można wyznaczyć grubości ścianek

$$\delta_i \geq \frac{T_{zi}}{0,95 h_i \tau_n}, \quad i = 1, 2, 3. \quad (6)$$

Jeśli dla ścianki dźwigara przyjmujemy niszczące naprężenia styczne $\tau_n = 12 \div 15 \text{ kG/mm}^2$ [6, 9], wówczas grubości ścianek będą następujące: $\delta_1 = 2,15 \div 2,69 \text{ mm}$, $\delta_2 = 2,89 \div 3,61 \text{ mm}$; $\delta_3 = 2,4 \div 3 \text{ mm}$ w zależności od przyjęcia górnej lub dolnej wartości τ_n . Zwykle dla ścianek dźwigarów przyjmuje się wartość większą [6].

Praktycznie, ścianki wzdłużne przenoszą całkowicie siłę poprzeczną (quasi pionową).



Rys. 6. Przekroje dźwigarów doczepnej części skrzydła samolotu Tu-154 [16]. Oznaczenia: 1 – pas dolny, 2 – ścianka dźwigara, 3 – rozpórka (usztywnienie ścianki), 4 – pas górny.

3.2. Przeniesienie momentu skręcającego M_{so}

Moment skręcający przenoszony jest przez kontury zamknięte w postaci wydatku naprężeń stycznych q [kG/cm] działających w ściankach wzdłużnych oraz górnej i dolnej powłoce pokrycia jedno- lub wieloobwodowego. Wielkość przenieszonego momentu zależy wprost od sztywności skręcania C_s danego obwodu [25]

$$C_{si} = \frac{4F_i^2}{\int_i \frac{ds}{G\delta}}, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (7)$$

gdzie: F_i – powierzchnia ograniczona konturem i -tego obwodu, δ – z reguły zmienna grubość ścianki (pokrycia) wzdłuż obwodu, G – stała materiałowa.

W przypadku struktury skrzydła Tu-154 mamy trzy obwody (kesony): przedni (noskowy) i dwa obwody zawarte między dźwigarami. Keson noskowy ma znaczenie drugorzędne, bowiem ma niewielki udział w przenoszeniu

momentu skręcającego. Jeśli przyjąć, że powierzchnie kesonów zawarte między dźwigarami są jednakowe ($F \approx 2400 \text{ cm}^2$ każdy) wówczas pod działaniem momentu skręcającego M_{so} ścianka wewnętrzna (dźwigar nr 2) praktycznie nie pracuje. A moment M_{so} przenoszą dwie ścianki skrajne (przedniego i tylnego dźwigara) oraz powłoki kesonów (Rys. 5 – przekrój A-A). Z pierwszego wzoru Bredta możemy oszacować grubości pokrycia i ścianek w celu przeniesienia momentu M_{so}

$$\delta \geq \frac{M_{so}}{4F\tau_n}. \quad (8)$$

Po podstawieniu danych: $F = 2400 \text{ cm}^2$, $\tau_n = 12 \text{ kG/mm}^2$ i $M_{so} = 14800 \text{ kGm}$ otrzymujemy grubość $\delta < 1,3 \text{ mm}$. Z rozkładu naprężeń stycznych wzdłuż konturu od M_{so} i naprężeń stycznych od siły T_{zo} (punkt 3.1) wynika, że grubości ścianek dźwigarów należy nieco zweryfikować. Ściankę przedniego dźwigara należy zwiększyć o 1,3 mm a ściankę tylnego dźwigara zmniejszyć o 1,3 mm.

W dalszych analizach będziemy przyjmować grubość pokrycia powłok skrzydła wynikającą z przeniesienia momentu skręcającego, jak ustalono wyżej $\delta_{pokr} = 1,3 \text{ mm}$.

3.3. Przeniesienie momentu zginającego M_{xo}

3.3.1. Dźwigary jako układ izolowany

Przyjmujemy w celach poznawczych, że obliczeniowy moment zginający M_{xo} jest całkowicie przenoszony przez dźwigary (zespół trzech dźwigarów). Każdy dźwigar będzie przynosił część momentu M_{xo} . Udział ten zależy wprost od sztywności zginania dźwigara w rozpatrywanym przekroju skrzydła. W obliczeniach uproszczonych traktuje się, że dźwigar przynosi moment zginający w postaci pary sił działających w jego pasach. Pomija się wpływ ścianki ponieważ jest on mały. Przyjmujemy, że sztywność zginania jest proporcjonalna do kwadratu wysokości dźwigara (jak przyjęto w p. 3.1). Wykorzystując wzór (5), odpowiednio zamieniając w nim siłę na moment, wyznaczmy udział kolejnych dźwigarów w przenoszeniu momentu M_{xo} , mianowicie: $M_{x1} = 24,7\% M_{xo}$, $M_{x2} = 44,7\% M_{xo}$, $M_{x3} = 30,7\% M_{xo}$.

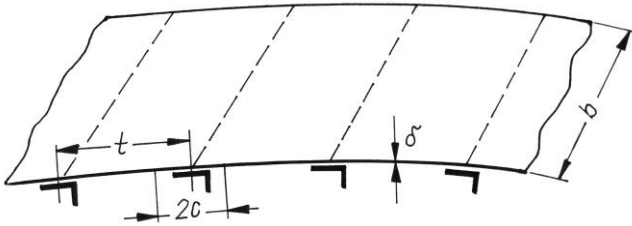
Jak wspomniano wcześniej, każdy dźwigar przynosi moment zginający w postaci pary sił działających w pasach. W locie normalnym, pas górny jest ściskany, pas dolny - rozciągany. Wartości sił wzdłużnych w pasach kolejnych dźwigarów wynoszą: dla pierwszego $P_1 = 0,247M_{xo} / h_1 = 77,7 \text{ T}$, drugiego $P_2 \approx 104,5 \text{ T}$ i trzeciego $P_3 \approx 86,6 \text{ T}$. Naprężeniem niszczącym dla ściskanych pasów dźwigarów zazwyczaj bywa wartość naprężeń lokalnej utraty stateczności $\sigma_{kr,lok}$, tj. wybočenje jednej ze ścianek profilu. Ogólna utrata stateczności jest niemożliwa, gdyż pas jest wzmocniony w dwu płaszczyznach pod dużym kątem (bliskim $\pi/2$) i usztywniony pokryciem i ścianką dźwigara.

W przypadku ściskanych pasów dźwigarów skrzydła samolotu Tu-154, których geometrii nie znamy, przyjmuje się (1,3÷1,4) R_m , a w powłoce rozciąganej 0,9 R_m . Przyjmując średnie naprężenia dopuszczalne dla ściskania 1,35 R_m (materiał stop B95, $R_m = 55 \text{ kG/mm}^2$) wyznaczmy powierzchnie pasów górnych: $F_{1g} = 10,46 \text{ cm}^2$; $F_{2g} = 14,07 \text{ cm}^2$; $F_{3g} = 11,66 \text{ cm}^2$. Podobnie otrzymamy powierzchnie pasów dolnych (rozciąganych): $F_{1d} = 15,7 \text{ cm}^2$; $F_{2d} = 21,1 \text{ cm}^2$; $F_{3d} = 17,49 \text{ cm}^2$. Czyli, przy założeniu całkowitego przejęcia momentu zginającego przez dźwigary, ich łączne powierzchnie powinny wynosić: 36,19

cm² dla pasów górnych i 54,29 cm² dla pasów dolnych. Wyznaczone powierzchnie pasów traktujemy jako pierwszą przymiarę.

3.3.2. Powłoki wzmocnione podłużnicami

Powłoki skrzydła samolotu Tu-154 (Rys. 5), w obszarze pomiędzy dźwigarami, są silnie wzmocnione podłużnicami. Powłoka górna oprócz pasów dźwigarów zawiera 25 podłużnic (pasów o kilkakrotnie mniejszej powierzchni przekroju w stosunku do pasów dźwigara), powłoka dolna - 16 podłużnic. Niezwykle ważne jest określenie możliwości nośnych powłoki, a zwłaszcza ustalenie jaka część pokrycia „współpracuje” z podłużnicą. Głównie jest to ważne dla powłoki górnej, poddanej ścisnaniu i ścinaniu.



Rys. 7. Geometria fragmentu górnej powłoki skrzydła wzmocnionej podłużnicami. Oznaczenia: t – podziałka, $2c$ – szerokość pokrycia współpracującego z podłużnicą, δ – grubość pokrycia, b – odległość pomiędzy sąsiednimi żeberkami skrzydła.

Obciążenie przenoszone przez wzmocnioną powłokę jest sumą obciążeń przenoszonych przez podłużnice i obciążenia przenoszonego przez pokrycie. Wprowadza się pojęcie współczynnika redukcji $\varphi = 2c/t$, gdzie: $2c$ – zastępcza szerokość pokrycia, t – podziałka, odległość pomiędzy kolejnymi podłużnicami (Rys. 7).

Współczynnik redukcji φ oznacza fizycznie udział pokrycia w przenoszeniu obciążenia. Gdy $\varphi = 1$ (czyli $2c = t$), to znaczy, że pokrycie jest tak sztywne, iż naprężenia krytyczne pokrycia i elementu najbardziej sztywnego (w tym przypadku podłużnicy) są sobie równe. Dla ścisnanej powłoki skrzydła φ_{pokr} wyznaczmy z zależności [6, 7, 9]:

$$\varphi_{pokr} = \frac{2c}{t} = 1,9 \frac{\delta_{pokr}}{t} \sqrt{\frac{E_{pokr}}{\sigma_{kr,pod}}}, \quad (9)$$

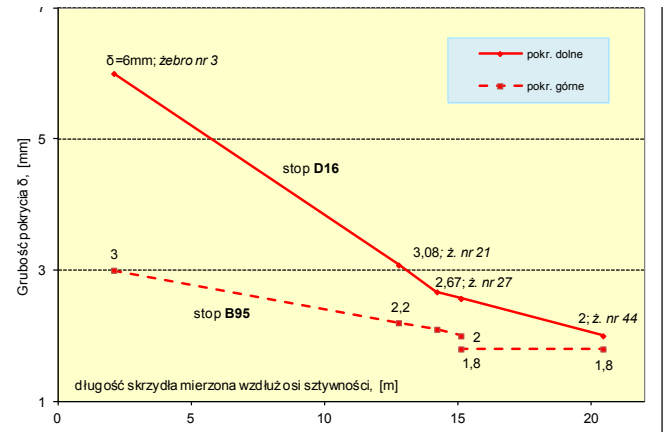
gdzie: E_{pokr} – moduł Younga (0,72x10⁶ kG/cm² dla stopu Al); δ_{pokr} – grubość pokrycia, t – podziałka, $\sigma_{kr,pod}$ – naprężenia krytyczne dla podłużnicy.

Dla konstrukcji skrzydła samolotu tej klasy zaleca się przyjmowanie podłużnic o przekroju poprzecznym około 1 cm². Przyjmujemy z literatury [9] podłużnicę o powierzchni przekroju $f_{pod} = 0,95$ cm² dla której mamy $\sigma_{kr,pod} = 3000$ kG/cm². Przyjęto grubość pokrycia $\delta_{pokr} = 2,2$ mm (por. Rys. 8 wykonany wg [16]). Potwierdzono to również wynikami obliczeń naprężeń ścisnkających elementu pokrycia o szerokości t (Rys. 7) od jego grubości δ pokazanymi na Rys. 9.

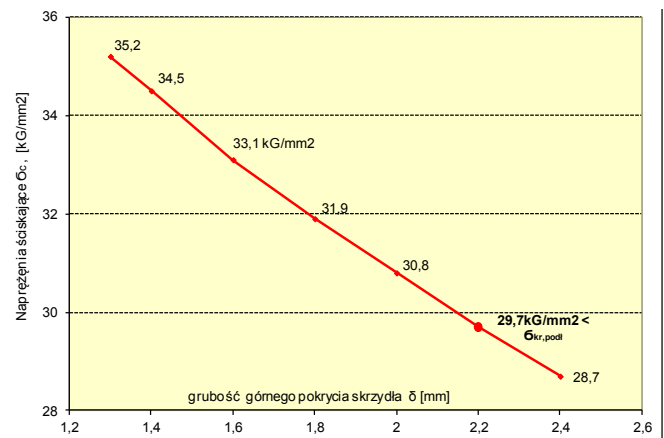
Po położeniu danych do wzoru (9) otrzymujemy wartość $\varphi_{pokr} > 1$. Oczywiście, maksymalna wartość nie może być większa od jedności, ale oznacza to, że szerokość współpracującego pokrycia jest większa od podziałki ($2c > t$).

Czyli całe pokrycie o długości podziałki t współpracuje z podłużnicami. Do dalszych obliczeń przyjęto słuszność relacji $\sigma_{kr,pokr} = \sigma_{kr,pod}$. Trzeba dodać, że podana wartość $\sigma_{kr,pod}$ jest najmniejszą i dotyczy lokalnej utraty stateczności podłużnicy. Z obliczeń wynika, że utrata stateczności wg

Eulera ma miejsce przy naprężeniach o ponad 10% większych.



Rys. 8. Zmiana grubości pokrycia wzdłuż długości skrzydła samolotu Tu-154 [26].



Rys. 9. Zależność wytrzymałości ścisnanej (górnej) powłoki skrzydła od grubości pokrycia.

Teraz możemy określić jaki jest udział ścisnanej powłoki analizowanego przekroju skrzydła Tu-154 w przenoszeniu obliczeniowego momentu zginającego M_{x0} . Wartość przeniesionego momentu przez powłokę górną obliczymy z formuły [6]:

$$M_{x,powl}^g = 0,85 C_{max} \sigma_{kr,pod} (n f_{pod} + B \delta_{pokr}), \quad (10)$$

gdzie: C_{max} – maksymalna grubość skrzydła w przekroju obliczeniowym, n – liczba podłużnic, f_{pod} – pole przekroju podłużnicy, B – odległość pomiędzy skrajnymi dźwigarami w przekroju skrzydła; pozostałe oznaczenia jak wyżej.

Kładąc do wzoru (10) wymienione wyżej dane liczbowe przy $\varphi_{pokr} = 1$ otrzymujemy $M_{x,powl}^g \approx 51$ Tm. Oznacza to, że powłoka górna (pokrycie wraz z podłużnicami) przenosi około 65 % obliczeniowego momentu zginającego ($M_{x0} = 77,7$ Tm) w tym przekroju. Pozostałą część momentu przenoszą pasy dźwigarów.

Teraz należy zweryfikować (tu zmniejszyć) wyznaczone wcześniej przekroje górnych pasów dźwigarów. Mianowicie: F_{1g} z 10,46 na **3,6 cm²**; F_{2g} z 14,07 na **4,84 cm²** i F_{3g} z 11,66 na **4,01 cm²**. Teraz sumaryczna powierzchnia pasów górnych wynosi 12,45 cm².

Podobnie można zweryfikować wyznaczone wcześniej powierzchnie dolnych pasów dźwigarów. W tym celu wykorzystując (10), przy położeniu R_m (materiału D16) zamiast $\sigma_{kr,pod}$ i przyjęciu grubości dolnego pokrycia $\delta = 2,5$

mm (Rys. 8), otrzymujemy wartość momentu zginającego przenieszonego przez powłokę dolną. Wynosi ona około 80% momentu obliczeniowego M_{xo} . Do przeniesienia pozostałej części M_{xo} , wyznaczamy powierzchnie dolnych pasów dźwigarów: $F_{1d} = 3,28 \text{ cm}^2$; $F_{2d} = 4,41 \text{ cm}^2$ i $F_{3d} = 3,65 \text{ cm}^2$. Całkowita powierzchnia przekrojów pasów dolnych wynosi $11,34 \text{ cm}^2$ i przekracza 90 % sumarycznej powierzchni pasów górnych.

Po wykonaniu powyższych działań, można sprawdzić jakie średnie naprężenia ściskające σ_c występują w całej powłoce górnej (pokrycie, podłużnice i pasy dźwigarów). Obliczamy je z zależności:

$$\sigma_c = \frac{S_{powł}}{\sum F_{i,g} \varphi_{dż} + n f_{podł} + B \delta_{pokr} \varphi_{pokr}} \leq \sigma_{kr,podł} \quad (11)$$

gdzie: $S_{powł} = M_{xo}/0,85C_{max} \approx 261,2 \text{ T}$ – siła działająca w powłoce od obliczeniowego momentu zginającego; $F_{i,g}$ – powierzchnia pasa górnego i -tego dźwigara, n – liczba podłużnic, $\varphi_{dż}$ i φ_{pokr} – współczynniki redukcji dźwigara i pokrycia odniesione do podłużnicy; pozostałe oznaczenia jak wyżej.

Po podstawieniu danych liczbowych do wzoru (11) otrzymamy: $\sigma_c \approx 29,7 \text{ kG/mm}^2 < \sigma_{kr,podł} = 30 \text{ kG/mm}^2$. Oznacza to, że działające w konstrukcji naprężenia są mniejsze od naprężeń niszczących. Gdyby przyjąć grubość pokrycia $\delta = 1,3 \text{ mm}$ - wynikłaby tylko z przejścia obliczeniowego momentu skręcającego M_{so} (pkt. 3.2) - wówczas $\sigma_c \approx 35,2 \text{ kG/mm}^2 > \sigma_{kr,podł}$ (por. Rys. 9). Czyli ponad 17 % większe od naprężeń niszczących konstrukcję.

W powłoce dolnej powstają naprężenia rozciągające (lot normalny, podmuchy wstępujące). Wszystkie siłowe elementy powłoki (pasy dźwigarów, podłużnice, pokrycie) są duralowe (D16). Pokrycie wzmocniono szesnastoma podłużnicami. Podłużnice przyjęto o tej samej geometrii przekroju jak w powłoce górnej. Wytrzymałość całego układu odniesiono do wytrzymałości doraźnej D16 ($R_m = 45 \text{ kG/mm}^2$).

Postępując podobnie jak dla powłoki górnej obliczymy maksymalne naprężenia rozciągające w powłoce dolnej zgodnie z wzorem

$$\sigma_r = \frac{S_{panelu}}{0,9(\sum F_{i,d} \varphi_{dż} + n f_{podł} \varphi_{podł} + B \delta_{pokr})} \leq R_m \quad (12)$$

w którym, przyjęte symbole mają podobne znaczenie jak w wzorze (11), lecz teraz dotyczą elementów powłoki dolnej. Pozostałe różnice: R_m – wytrzymałość doraźna stopu D16, $\varphi_{dż} = \varphi_{podł}$ – współczynniki redukcji pasów dźwigarów oraz podłużnic. Mnożnik 0,9 oznacza zmniejszenie o 10% powierzchni i wprowadza się go jako osłabienie rozciąganego przekroju powłoki (zmniejszenie powierzchni) wynikające z zastosowania połączeń nitowanych (otwory). Po podstawieniu danych liczbowych do wzoru (12) otrzymujemy $\sigma_r \approx 45 \text{ kG/mm}^2$, czyli mamy równość naprężeń $\sigma_r = R_m$. Z punktu widzenia naprężeń rozciągających, otrzymany wynik wskazuje na bardzo dobre wykorzystanie materiału.

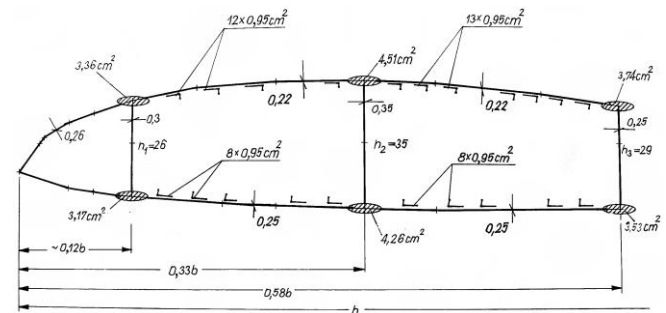
Patrząc na obwiednię obciążeń dopuszczalnych (Rys. 1) – poglądową dla samolotów rozpatrywanej klasy - można zauważyć, że w locie z przeciążeniami ujemnymi dolna powłoka poddana jest ściskaniu. Taki stan, szczególnie ekstremalny, może mieć miejsce podczas lotu z prędkością

v_c przy podmuchu zstępującym (z góry do dołu). Podczas lotu z $n_c < 0$ już przy prędkości v_c (a z pewnością po jej przekroczeniu) samolot można połamać przez sterowanie. Należy sprawdzić dolną powłokę na obciążenia występujące w tym obszarze. Punktowi F (Rys. 1) towarzyszą ekstremalne obciążenia, na pewno od momentu zginającego M_x i siły poprzecznej T_z . Skręcanie jest z pewnością mniejsze niż w punkcie A obwiedni (Rys. 1).

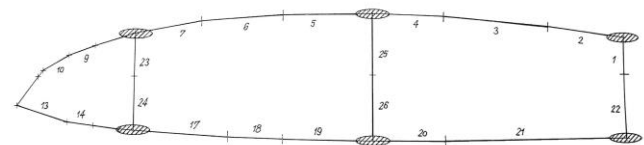
Najważniejsze jest sprawdzenie powłoki dolnej na naprężenia normalne od zginania. Zgodnie z normami, przyjmujemy jego wartość równą połowie obliczeniowego momentu zginającego w punkcie C obwiedni (czyli $0,5 M_{xo} = 38,9 \text{ Tm}$). Naprężenia ściskające obliczymy ze wzoru (11), kładąc w nim dane dotyczące powłoki dolnej: sumaryczna powierzchnia pasów dźwigarów – $11,34 \text{ cm}^2$; $\delta_{pokr} = 2,5 \text{ mm}$; $n = 16$ podłużnic, $\varphi_{dż} = 2,86$ i $\varphi_{pokr} = 0,89$. Otrzymujemy naprężenia ściskające $\sigma_c \approx 16 \text{ kG/mm}^2 < 26 \text{ kG/mm}^2$. A więc nieco więcej niż 60 % naprężeń lokalnej utraty stateczności podłużnicy z materiału D16 ($\sigma_{kr,podł} = 26 \text{ kG/mm}^2$), które są naprężeniami niszczącymi. Należy tutaj dodać, że ściskane pokrycie, z uwagi na zmniejszoną liczbę podłużnic (16), dla tego wariantu obciążenia, tylko częściowo współpracuje z podłużnicami ($\varphi_{pokr} < 1$).

3.4. Wynikowa, wstępna geometria przekroju skrzydła

W wyniku wyżej przedstawionych przybliżonych obliczeń wytrzymałościowych struktury krytycznego przekroju skrzydła można podać uzyskaną geometrię jego elementów siłowych, co ilustruje Rys. 10.



Rys. 10. Wyznaczona wstępna geometria siłowych elementów struktury w „krytycznym” przekroju skrzydła samolotu Tu-154. Wszystkie wymiary podano w cm. Oznaczenia: b – cięciwa profilu w przekroju „krytycznym”, h_i ($i = 1, 2, 3$) – wysokości ścianek dźwigarów.



Rys. 11. Podział trójobwodowej struktury skorupowej na 26 elementów do obliczeń statyki lotniczej. Widoczne pasy dźwigarów.

Z uwagi na zastosowane wzory obliczeniowe naprężeń, odnoszące się do konstrukcji o stałej wysokości (średniej) i dużą różnicę w realnej wysokości ścianek dźwigarów (sięgającą około 30%) pokazaną geometrię struktury (Rys. 10) należy traktować jako wstępną. W dalszej części zostanie zweryfikowana w wyniku dokładniejszych

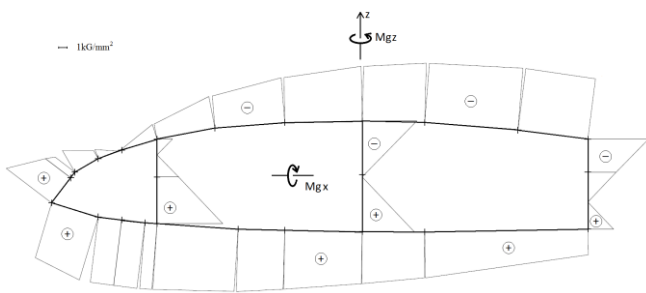
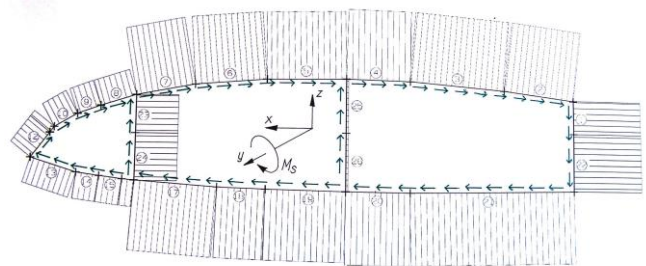
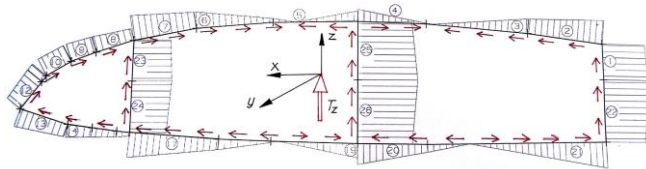
obliczeń wytrzymałościowych konturu rzeczywistego, przy wykorzystaniu modelu obliczeniowego z prac [25, 24].

4. OBLICZENIA KOŃCOWE. WERYFIKACJA NUMERYCZNA

4.1. Model obliczeniowy

Struktura siłowa analizowanego przekroju doczepnego skrzydła samolotu Tu-154 została przedstawiona na Rys. 5. Jest to struktura trójwodowa, którą tworzą: trzy dźwigary (ścianki pionowe plus pasy), górna i dolna powłoka wzmocnione wieloma podłużnicami.

W poprzednich punktach przedstawiono rozważania natury strictly inżynierskiej, które doprowadziły do ustalenia niezbędnych danych geometrycznych do analizy naprężeń konstrukcji pod działaniem złożonego stanu obciążeń. Dla weryfikacji ustalonych parametrów geometrycznych przekroju (Rys. 10) wykonano szereg komputerowych obliczeń wytrzymałościowych. Punktem wyjścia były wykorzystane obciążenia obliczeniowe uzyskane dla wybranych ekstremalnych punktów obwiedni obciążeń (Rys. 1).



Rys. 12. Przykładowe wykresy naprężeń stycznych od siły T_z (rys górny), od momentu skręcającego M_s (rys środkowy) i wydatku naprężeń normalnych od momentów zginających w płaszczyznach prostopadłych (np. wg [27, 28]) - (rys dolny).

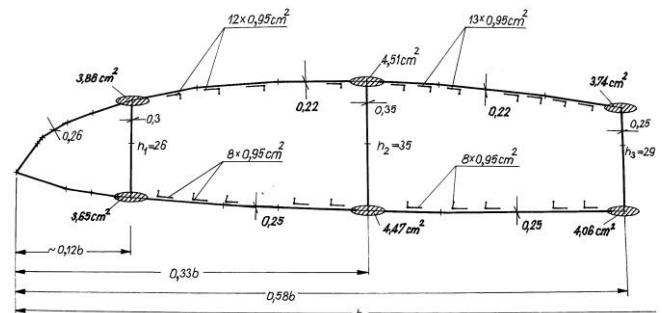
Do badań komputerowych wykorzystano model obliczeniowy z prac [25, 24]. Do obliczeń rzeczywistą strukturę powłok skrzydła, zawartą w obszarze trzech dźwigarów, pozbawiono podłużnic wprowadzając pokrycie o większej grubości tzw. grubości zastępczej (ekwiwalentnej).

Wszystkie pozostałe wymiary zostały zachowane jak na Rys. 10. Zastosowano podział konturu przekroju skrzydła na 26 odcinków prostoliniowych (Rys. 11).

4.2. Weryfikacja geometrii przekroju

Należy zauważyć, że przedstawiony tok wyznaczania geometrii struktury, dotyczy kesonu prostokątnego o stałej wysokości. Czyli im dźwigary będą bliższe jednakowej wysokości tym lepiej. Ponieważ różnica w wysokości dźwigarów wynosi ponad 30%, należy traktować wyznaczoną geometrię na Rys. 10 jako pierwszą przybliżenie.

W dalszej części należy ją zweryfikować. W szczególności dotyczyć to będzie powierzchni pasów dźwigarów. W tym celu wykonano szereg obliczeń punktów obwiedni $n(v)$ dla obciążeń obliczeniowych i dokonano jej weryfikacji na podstawie otrzymanych naprężeń.



Rys. 13. Wyznaczona, zweryfikowana geometria siłowych elementów struktury w „krytycznym” przekroju skrzydła samolotu Tu-154. Wszystkie wymiary podano w cm. Oznaczenia jak na Rys. 10.

Przykładowe wyniki obliczeń dla izolowanych, pojedynczych obciążeń przedstawiono na Rys. 12, a końcową, numerycznie zweryfikowaną geometrię elementów struktury w badanym przekroju skrzydła ilustruje Rys. 13. Z porównania Rys. 10 i Rys. 13 wynika, że dolne pasy wszystkich dźwigarów i górny pas przedniego dźwigara zwiększono w zakresie 5÷15 %.

5. PODSUMOWANIE, WNIOSKI

W pracy przedstawiono próbę oszacowania (odtworzenia) przybliżonych wymiarów geometrycznych struktury siłowej zespołu płatowca w wybranym przekroju. Wykonano to na przykładzie skrzydła samolotu w przekroju kontaktu z brzozą smoleńską. Niezbędne wywody przeprowadzono przy wykorzystaniu podstawowych danych technicznych i osiągow oraz dostępnej dokumentacji eksploatacyjnej samolotu Tu-154. Wykorzystano również niezbędną wiedzę ekspercką z zakresu obciążeń samolotu, jego konstrukcji oraz specyfiki obliczeń wytrzymałościowych cienkościennych struktur lotniczych.

Uzyskano następujące rezultaty, w kolejności jak poniżej.

- Ustalono klasę samolotu wg norm wytrzymałości, jednocześnie przyporządkowując wartości odpowiednich przeciążeń eksploatacyjnych n_{max} oraz współczynnik bezpieczeństwa. Ustalono obciążenia obliczeniowe, niszczące konstrukcję.
- Przedstawiono pogładową, charakterystyczną dla tej klasy samolotów, obwiednię obciążeń w locie z przeciążeniami dodatnim i ujemnymi. Rozpatrzono kilka punktów obliczeniowych obwiedni - A, C i D (por. Rys. 1). Wyznaczono dla nich charakterystyczne

prędkości lotu: v_A , v_C i v_D w oparciu o dopuszczalne ciśnienie prędkości dla samolotów tej klasy. Ustalono również odpowiadające tym punktom wartości przeciążenia normalnego. Wszystkie obliczenia dotyczą wysokości $H = 0$.

- Wykonano obliczenia aerodynamicznych i masowych obciążeń skrzydła (metodą cięciw), a w konsekwencji rozkładów sił wewnętrznych: sił poprzecznych, momentów zginających i skręcających (T_z , M_g , M_s) wzdłuż jego rozpiętości dla wymienionych punktów obwiedni $n(v)$. Ustalono największe wartości tych „sił” dla analizowanego przekroju skrzydła.
- Największa siła poprzeczna T_z i moment zginający M_x towarzyszą punktowi C (lot z podmuchem wstępującym) obwiedni przy prędkości v_C ; największy moment skręcający jest generowany w punkcie A (wyjście z nurkowania przy prędkości v_A) obwiedni. Rozpatrzono charakter pracy konstrukcji (struktury) doczepnego skrzydła samolotu oraz przypadków rozkładów podstawowych sił wewnętrznych wzdłuż długości skrzydła.
- Wykonano szereg obliczeń wytrzymałościowych elementów podlegających ścinaniu od siły T_z i momentu M_s . Dotyczy to ścianek dźwigarów oraz powłok (górnjej i dolnej) oraz elementów przenoszących naprężenia normalne od zginania M_x (pasy dźwigarów i pokrycie wzmocnione podłużnicami).
- Ustalono, że dla struktury siłowej skrzydła samolotu Tu-154, w części ściskanej (rys. 5) pokrycie całkowicie współpracuje z podłużnicami. Stąd, przyjmowano, że naprężenia krytyczne pokrycia $\sigma_{kr,pokr}$ są równe naprężeniom krytycznym lokalnej utraty stateczności podłużnicy $\sigma_{kr,podr}$.
- Stwierdzono, że moment zginający M_{xo} w rozpatrywanym przekroju w 65% jest przenoszony przez pokrycie wzmocnione podłużnicami. Pozostałe 35% momentu zginającego przenoszą pasy dźwigarów. Dla panelu dolnego, udział pokrycia z podłużnicami w przenoszeniu M_{xo} jest większy.
- W wyniku obliczeń wytrzymałościowych ustalono **geometrię elementów siłowych** tj. grubości ścianek i pokrycia oraz powierzchnie pasów (dźwigarów, podłużnic) w rozpatrywanym przekroju skrzydła, które ilustruje rys. 10 (geometria wstępna) i rys. 13 (geometria końcowa).

Przyjmując taki sposób postępowania można z zadawalającym skutkiem wyznaczyć np. przybliżone rozkłady parametrów masowych i sprężystych wszystkich zespołów samolotu. Rozkłady takie są niezbędne w analizach statycznych i dynamicznych oraz drgań konstrukcji. Otrzymane wyniki nie powinny odbiegać znacząco od obliczonych (czy uzyskanych z badań eksperymentalnych) dla rzeczywistej konstrukcji.

Zaprezentowaną metodykę wyznaczania geometrii przekroju skrzydła (można uogólnić na całe skrzydło i inne zespoły płatowca), kojarzącą się z metodami inżynierii wstecznej (np. [29]), w prostym ujęciu i z dobrym skutkiem stosowano w pracach dyplomantów (np. [30, 31, 32]). Była ona podejmowana w celu wyznaczenia odpowiednich charakterystyk masowo-sprężystych płatowca, niezbędnych w analizach drgań samolotów, traktowanych jako przestrzenne układy mechaniczne o różnych konfiguracjach aerodynamiczno-konstrukcyjnych, w tym gładkich i z podwieszeniami zewnętrznymi.

Literatura cytowana

- [1] Brzoska Z., „*Statyka i stateczność konstrukcji prętowych i cienkościennych*”. PWN, Warszawa 1961.
- [2] Астахов М. Ф., „*Справочная книга по расчету самолета на прочность*”. Оборонгиз, Москва 1954.
- [3] *Проектирование самолетов*, под редакцией С. М. Егера. Машиностроение, Москва 1983.
- [4] Torenbeek E., „*Synthesis of Subsonic Airplane Design*”. Delft University Press 1982.
- [5] Danilecki St., „*Projektowanie samolotów*”. Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2000.
- [6] Глаголев А. Н., Гольдинов М. Я., Григоренко С. М., „*Конструкция самолетов*”. Машиностроение, Москва 1975.
- [7] Житомирский Г. И., „*Конструкция самолетов*”. Машинстроение, Москва 1995.
- [8] Стригунов В. М., „*Расчет самолета на прочность*”. Машинстроение, Москва 1984.
- [9] Cichosz E., Kierkowski J., „*Przybliżone obliczenia wytrzymałościowe płatowca*”. WAT, Warszawa 1968.
- [10] Cichowicz R., „*Obliczenia wytrzymałościowe elementów konstrukcji cienkościennych*”. WAT, Warszawa 1968.
- [11] Nowotarski I., „*Wytrzymałość konstrukcji lotniczych*”. WAT, Warszawa 1983.
- [12] Пятин А. И., „*Динамика полета и пилотирование самолета Ту-154*”. Воздушный Транспорт, Москва 1994.
- [13] Taylor J. W. R., „*Jane's All the World's Aircraft*”. Yearbooks 1992/93 – 1996/97.
- [14] „*The Encyclopedia of World Aircraft*”. Aerospace Publishing Ltd., Leicester 2002.
- [15] Godzimirski J., „*Materiały lotnicze*”. WAT, Warszawa 1999.
- [16] *Руководство по технической эксплуатации самолета Ту-154*, 1993.
- [17] Гудков А. И., Лешаков П. С., „*Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов*”. Машиностроение, Москва 1968.
- [18] Błażewicz W., „*Budowa samolotów. Obciążenia*”. Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, 1976.
- [19] Błaszczuk J., „*Konstrukcja samolotów. Cz. I. Obciążenia zewnętrzne*”. WAT, Warszawa 1984.
- [20] Błaszczuk J., „*Obliczenia i analiza obciążeń zewnętrznych samolotu EM-11 Orka*”. WAT, Warszawa 2004.
- [21] Błaszczuk J., „*Wybrane problemy obciążeń samolotu patrolowego – studia i analizy*”. WAT, Warszawa 2011.
- [22] „*RAPORT KOŃCOWY z badania zdarzenia lotniczego nr 192/2010/11 samolotu Tu-154M zaistniałego dnia 10 kwietnia 2010 r w rejonie lotniska SMOLEŃSK PÓLNOCNY*”. Warszawa 2011.
- [23] Błaszczuk J., „*Obciążenia zewnętrzne samolotu MiG-29. Analiza i wnioski eksploatacyjne*”. Przegląd WLOP, nr 9, 1993, s. 42÷51.
- [24] Błaszczuk J., „*Brzoza smoleńska – aspekty wytrzymałościowe struktury skrzydła samolotu Tu-154*”. Materiały I Konferencji Smoleńskiej, Warszawa 22.10.2012.

- [25] Błaszczyk J., „*Analityczne wyznaczanie położenia środka sił poprzecznych konstrukcji wieloobwodowej na przykładzie struktury skrzydła samolotu „OSA” – modelowanie i analiza numeryczna*”. WAT, Warszawa 2011.
- [26] „*Самолет Ту – 154*”. Книга 1. Учебное пособие. с 43. Самарский государственный аэрокосмический университет им. С. П. Королева. Кафедра: „*Эксплуатация летательных аппаратов*”.
- [27] Bielajew N. M., „*Wytrzymałość materiałów*” (tłum z j. ros. - S. Kaliskiego). MON, Warszawa 1954.
- [28] Jakubowicz A., Orłoś Z., „*Wytrzymałość materiałów*”. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa 1968
- [29] Olejnik A., Kachel S., Kozakiewicz A., „*Zastosowanie metod inżynierii odwrotnej do procesu modelowania lotniczych konstrukcji cienkościennych*.” Materiały I Konferencji Smoleńskiej, Warszawa 22.10.2012.
- [30] Krowieranda M., „*Analiza drgań własnych samolotu z uwzględnieniem odkształcalności ruchomych powierzchni sterowania*”, (praca dyplomowa magisterska, Wydział Mechaniczny WAT). Warszawa 1979.
- [31] Woźniak S., „*Dynamika konstrukcji samolotu dyspozycyjnego*”, (praca dyplomowa magisterska, Wydział Mechaniczny WAT). Warszawa 1982.
- [32] Zalewski P., „*Analiza wpływu podwieszeń zewnętrznych na dynamikę konstrukcji w ruchu symetrycznym*” (praca dyplomowa magisterska, Wydział Mechaniczny WAT). Warszawa 1982.