



Cezary Galiński

Wybrane zagadnienia konstrukcji samolotów

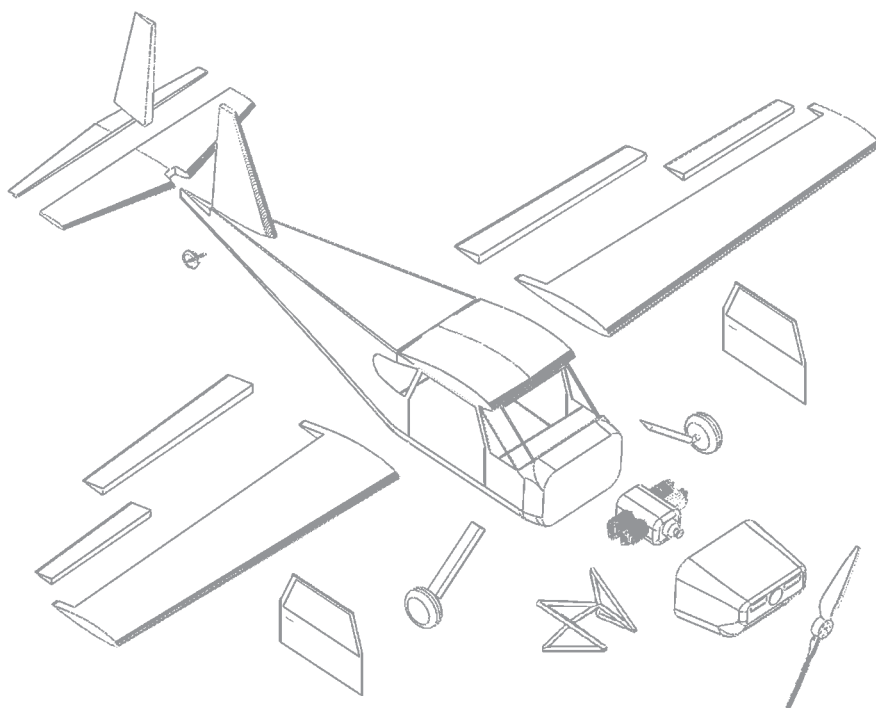
OFICyna WYDAWNICZA POLITECHNIKI WARSZAWSKIEJ

**Wybrane
zagadnienia
konstrukcji
samolotów**

Mojej Żonie

Cezary Galiński

Wybrane zagadnienia konstrukcji samolotów



WARSZAWA 2020
OFICyna WYDAWNICZA
POLITECHNIKI WARSZAWSKIEJ



Recenzenci

Stanisław Kachel

Krzysztof Szafran

Projekt okładki

Danuta Czudek-Puchalska

Fotografię na okładce (fragment skrzydła samolotu Boeing 787 Dreamliner)

wykonał *Cezary Galiński*

Skład komputerowy

Andrzej Kowalczyk

© Copyright by Cezary Galiński, Warszawa 2020

Wydawca: Politechnika Warszawska

Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej (UIW 48800)

ul. Polna 50, 00-644 Warszawa, tel. 22 234-70-83

Księgarnia internetowa Oficyny Wydawniczej PW www.wydawnictwopw.pl

tel. 22 234-75-03; fax 22 234-70-60; e-mail: oficyna@pw.edu.pl

Utwór w całości ani we fragmentach nie może być powielany ani rozpowszechniany za pomocą urządzeń elektronicznych, mechanicznych, kopiujących, nagrywających i innych, w tym nie może być umieszczany ani rozpowszechniany w Internecie bez pisemnej zgody posiadacza praw autorskich

ISBN 978-83-8156-115-0

Wydanie I. Zamówienie nr 162/2020

Druk i oprawa: Drukarnia Oficyny Wydawniczej Politechniki Warszawskiej, tel. 22 234-70-30

WSTĘP I PODZIĘKOWANIA

Niniejsza książka stanowi drugą część monografii mojego autorstwa pt. „Wybrane zagadnienia projektowania samolotów”, wydanej w roku 2016. Oddając ją do rąk czytelników, chciałbym przeprosić za jej ograniczony zakres i skróconą prezentację większości zagadnień. Powstała ona przede wszystkim z myślą o studentach pierwszych lat studiów na kierunku lotnictwo, którym często trzeba wyjaśnić podstawy techniki lotniczej bez wchodzenia w szczegóły, te ostatnie pozostawiając wykładom specjalistycznym. Pobieżny charakter przedstawionej wiedzy o projektowaniu i konstrukcji samolotów ma służyć lepszemu zrozumieniu złożoności tego procesu i stanowić podstawę do dalszego pogłębiania wiedzy w tym obszarze. Celem więc niniejszej książki nie jest prezentacja szczegółowych metod analizy poszczególnych zagadnień, lecz raczej syntezy ich wyników. Na koniec nie mniej ważnym powodem jest to, że książkę kiedyś trzeba skończyć, nawet jeśli nie jest kompletna i doskonała. Zdając sobie sprawę z niedoskonałości niniejszej pracy, chciałbym bardzo serdecznie podziękować recenzentom: dr. hab. inż. Stanisławowi Kachelowi, dr. hab. inż. Krzysztofowi Szafranowi oraz innym osobom, które pomagały mi podnieść poziom tej pracy na różnych etapach jej powstawania: Prof. dr. hab. inż. Stefanowi Szczecińskiemu, dr. hab. inż. Witoldowi Wiśniowskiemu, dr. inż. Romanowi Świtkiewiczowi, dr. inż. Alfredowi Baronowi, dr. inż. Ewie Cichockiej, dr. inż. Witoldowi Witowskiemu, dr. inż. Jerzemu Kaniowskiemu, dr. inż. Jackowi Mieloszykowi, dr. inż. Marcinowi Figatowi, dr. inż. Agnieszce Kwiek, dr. inż. Krzysztofowi Piwkowi, mgr. inż. Piotrowi Jańskowskiemu i mgr. inż. Jarosławowi Hajdukowi.

Dziękuję władzom Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej oraz Instytutu Lotnictwa za umożliwienie zdobycia doświadczenia niezbędnego do napisania tej książki oraz za udogodnienia w jej tworzeniu. Większość rysunków zamieszczonych w tej książce wykonałem w ramach projektów finansowanych przez NCBR: POKL 04.01.01-00-002/08 oraz POKL 04.01.01-00061/10. W pracy nad książką korzystałem z oprogramowania Solid Works udostępnionego mi dzięki uprzejmości firmy CNS Solutions. Jestem za

to niezmiernie wdzięczny tej firmie. Chciałbym też podziękować muzeom, które udostępniły swoje zbiory w celu skompletowania dokumentacji fotograficznej zamieszczonej w niniejszej książce. Były to następujące muzea i organizacje:

- Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie, <http://www.muzeumlotnictwa.pl/>,
- Narodowe Muzeum Techniki w Warszawie, <http://mtip.pl/>,
- Musée de l’Air et de l’Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget, <http://www.museeairespace.fr/>,
- Science Museum w Londynie, <http://www.sciencemuseum.org.uk/>,
- Imperial War Museum w Londynie, <http://www.iwm.org.uk/visits/iwmlondon>,
- Imperial War Museum w Duxford, <http://www.iwm.org.uk/visits/iwm-duxford>,
- Brooklands Museum, <http://www.brooklandsmuseum.com/>,
- The Smithsonian National Air and Space Museum w Waszyngtonie, <https://airandspace.si.edu/>,
- National Museum of the U.S. Air Force w Dayton, <http://www.nationalmuseum.af.mil/>,
- Experimental Aircraft Association w Oshkosh, <http://www.eaa.org/eaamuseum>,
- Pima Air and Space Museum w Tucson, <http://www.pimaair.org/>,
- Museum of Flight w Seattle, <https://www.museumofflight.org/>,
- Deutsches Museum Flugwerft Schleissheim, <http://www.deutschesmuseum.de/en/flugwerft/information/>,
- Flygvapenmuseum Linköping, <http://www.flygvapenmuseum.se/>,
- Il Museo Storico dell’Aeronautica Militare Bracciano, <http://www.aeronautica.difesa.it/museovdv/Pagine/default.aspx>.

Dziękuję też mgr. inż. Piotrowi Jaśkowskiemu za wykonanie zdjęć samolotu PZL-130 Orlik na potrzeby publikacji niniejszej książki, a firmie Airbus Polska za zgodę na publikację tych zdjęć.

SPIS TREŚCI

Wstęp i podziękowania	5
10. Materiały lotnicze	9
10.1. Stale	9
10.2. Stopy aluminium	11
10.3. Stopy magnezu	13
10.4. Stopy tytanu	13
10.5. Stopy żarowytrzymałe	14
10.6. Materiały kompozytowe	14
10.7. Materiały hybrydowe	18
11. Podziały konstrukcji samolotu	19
11.1. Rodzaje podziałów	19
11.2. Zasady definiowania podziałów	21
11.3. Procedura odwzorowania geometrii płatowca	28
12. Struktura skrzydła	31
12.1. Wstęp	31
12.2. Podstawowe elementy składowe konstrukcji skrzydła	31
12.3. Przegląd konstrukcji skrzydeł	33
12.4. Wykroje	48
12.5. Konstrukcja dźwigara	52
12.6. Podłużnice	58
12.7. Struktury przekładkowe	61
12.8. Żebra	65
13. Struktura kadłuba	73
13.1. Rodzaje konstrukcji kadłuba	73
13.2. Kabiny ciśnieniowe	83
13.3. Wybrane szczegóły konstrukcji kadłuba	87
14. Węzły mocowania skrzydła do kadłuba	99

15. Konstrukcja usterzeń	131
16. Konstrukcja elementów mechanizacji płata	155
16.1. Konstrukcja lotek.....	155
16.2. Konstrukcja spojlerów.....	162
16.3. Konstrukcja klap.....	164
16.4. Konstrukcja elementów mechanizacji krawędzi natarcia.....	171
16.4.1. Instalacja przeciwołodzienna.....	171
16.4.2. Konstrukcja slotów i mechanizmów ich zawieszenia.....	174
16.4.3. Konstrukcja klap przednich i klap Kruegera.....	178
17. Konstrukcja mechanicznych układów sterowania	183
17.1. Wymagania techniczne dla mechanicznych układów sterowania.....	183
17.2. Typy układów sterowania.....	185
17.2.1. Układ popychaczowo-dźwigniowy.....	185
17.2.2. Układ linkowy.....	187
17.2.3. Układ z linkami Bowdena.....	189
17.2.4. Układ linkowo-bębnowy.....	189
17.2.5. Układ linkowo-łańcuchowy.....	190
17.2.6. Układ pokrętny.....	191
17.3. Wybrane rozwiązania konstrukcyjne układu sterowania.....	192
17.3.1. Drażek sterowy.....	192
17.3.2. Kolumna sterowa i wolant.....	195
17.3.3. Orczyk.....	197
17.3.4. Napędy lotek.....	199
17.3.5. Organa sterowania klap i trymerów.....	201
17.3.6. Usterzenie motylkowe.....	202
17.3.7. Sterolotki.....	204
17.3.8. Klapolotki.....	205
18. Konstrukcje kompozytowe	209
18.1. Niektóre problemy stosowania materiałów kompozytowych.....	209
18.2. Wprowadzanie sił skupionych.....	215
18.3. Wybrane rozwiązania konstrukcji skrzydła z materiałów kompozytowych ...	218
Bibliografia	225

Rozdział 10

MATERIAŁY LOTNICZE

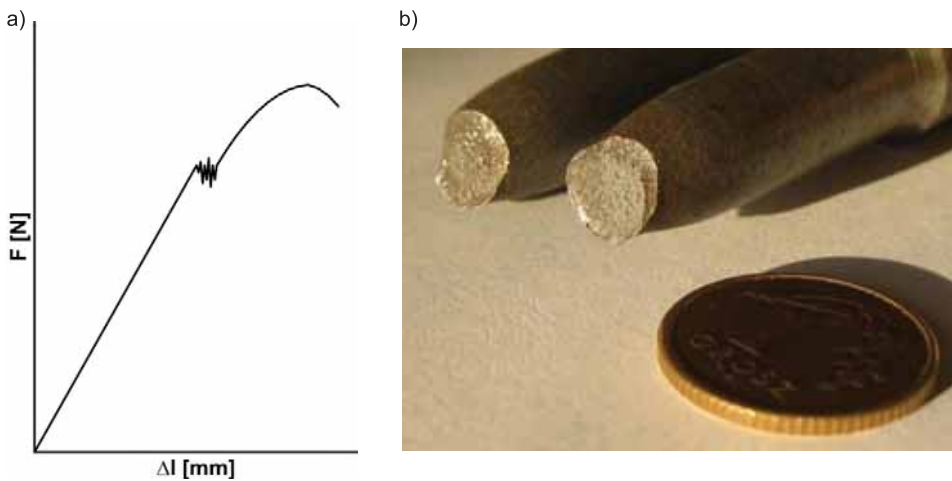
Truizmem byłoby stwierdzenie, że samoloty buduje się z niezwykłych materiałów [1–3]. W istocie jednak ma ono kluczowe znaczenie, gdyż zgodnie z obowiązującymi przepisami [4–6] wszystkie elementy konstrukcyjne przenoszące obciążenia samolotu muszą być wykonywane z certyfikowanych materiałów. Zazwyczaj materiał certyfikowany dla lotnictwa odpowiada takiemu samemu materiałowi bez certyfikatu. W przypadku jednak materiału certyfikowanego producent gwarantuje znacznie dokładniejsze zachowanie składu, stanu i innych parametrów danego materiału, a zwłaszcza ich minimalnych i maksymalnych wartości. Im mniejsza jest ta różnica, tym lepiej, gdyż pozwala to konstruktorowi zapewnić bezpieczeństwo ludziom na pokładzie samolotu bez nadmiernego zwiększania jego masy. Oznacza to jednak, że materiał, z którego samolot jest wykonany, jest znacznie droższy od materiałów niecertyfikowanych. Tańsze materiały niecertyfikowane można stosować, za zgodą nadzoru, tylko w tych miejscach samolotu, które nie odpowiadają za bezpieczeństwo lotu. Fakt ten jest jedną z przyczyn wysokich cen produktów przemysłu lotniczego.

Poniżej przedstawiono bardzo skrócony przegląd lotniczych materiałów konstrukcyjnych.

10.1. Stale

Jednym z najpopularniejszych materiałów we współczesnej technice jest stal. Stal to stop żelaza z węglem o zawartości węgla do 2,06%, przerobiony plastycznie, obrabialny cieplnie. Taki sam stop, ale nieprzerobiony plastycznie, to staliwo. Wyróżnia się stale węglowe (zawierające niewielkie ilości innych pierwiastków) oraz stale stopowe (zawierające znaczne ilości innych pierwiastków stopowych). Większość stali węglowych oraz praktycznie wszystkie stale stopowe wymagają obróbki cieplnej, w celu uzyskania swoich optymalnych właściwości. Stale za-

wierające poniżej 0,4% węgla są zazwyczaj dobrze spawalne [7]. Większa zawartość węgla znacząco utrudnia lub uniemożliwia spawanie. Gęstość stali wynosi średnio $7,8 \text{ g/cm}^3$, moduł Younga około 200 GPa. Charakterystyka wydłużenia od obciążenia ma znaczny zakres liniowy i wyraźną granicę plastyczności, po osiągnięciu której stal wydłuża się bez zmiany obciążenia (rys. 10.1). Dalsza część charakterystyki jest nieliniowa i osiąga maksimum zwane wytrzymałością doraźną. Wytrzymałość doraźna stali waha się od 300–3000 MPa [8]. Spadek obciążenia przy wydłużaniu po osiągnięciu wytrzymałości doraźnej wynika z przewężenia materiału w miejscu, w którym powstanie pęknięcie.



Rys. 10.1. a) Charakterystyka rozciągania stali – widoczna wyraźna granica plastyczności, b) typowy przełom próbki stalowej po próbie rozciągania (fot. Jacek Gadomski)

Bardzo dobre właściwości wytrzymałościowe (tab. 1) i technologiczne stali są podstawą jej popularności. Niestety, w zastosowaniach lotniczych istotne znaczenie odgrywa jej duża gęstość. Można sobie, co prawda, wyobrazić konstrukcję z bardzo cienkich stalowych elementów, która byłaby w stanie przenieść (pod względem wytrzymałościowym) obciążenia spotykane w locie, jednakże bardzo cienkie elementy bardzo łatwo ulegają wyboczeniu, w związku z tym konstrukcja taka bardzo łatwo traciłaby stateczność. Podejmowano próby budowy lotniczych stalowych konstrukcji półskorupowych, jednakże ich pokrycia musiały być tak cienkie, że ulegały wyboczeniu już w trakcie montażu (rys. 10.2). Stwierdzono więc, że tego rodzaju konstrukcje nie nadają się do budowy samolotów.

Stale stosuje się więc w lotnictwie głównie w takich miejscach, w których konstrukcja musi przenieść znaczne siły skupione. Dotyczy to zwłaszcza podwozi,

łoż silnikowych, okuć itp. Ze względu na bardzo dobrą spawalność stale wykorzystuje się również do budowy kratownic, które czasami stosuje się w lotnictwie. Dotyczy to jednak głównie samolotów mniej zaawansowanych technicznie.



Rys. 10.2. Wysoka wytrzymałość i gęstość stali wymagają stosowania bardzo cienkich ścianek, które nie są odporne na wyoboczenie, nawet pod wpływem naprężeń montażowych. Budd RB-1 Contestoga (*Pima Air and Space Museum, Tucson*)

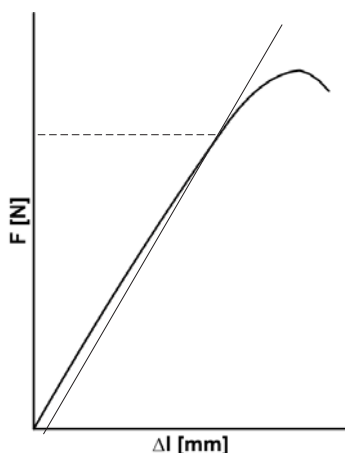
Tabela 1. Orientacyjne właściwości przykładowych gatunków stali [1]

Gatunek	Rm [MPa]	Re [MPa]	E [GPa]
30HGSA	1079	834	200
40HM	1030	883	200
25HM	750	600	200

10.2. Stopy aluminium

Najczęściej stosowanym w lotnictwie materiałem są stopy aluminium [9–12]. Ich popularność wynika ze stosunkowo małej gęstości rzędu $2,8 \text{ g/cm}^3$, przy całkiem niezłych właściwościach wytrzymałościowych (tab. 2). Najbardziej wytrzymałe stopy aluminium zawierają zazwyczaj duże ilości miedzi i/lub cynku i osiągają wytrzymałość doraźną rzędu 900 MPa. Najnowsze stopy mają też zredukowaną gęstość dzięki dużej zawartości litu. Niestety, ze względu na taki właśnie skład wysokowytrzymałe stopy aluminium są trudno spawalne. Dobrze spawają się stopy aluminium o gorszych właściwościach wytrzymałościowych. Z tego powodu najbardziej popularną techniką łączenia jest nitowanie [13, 14]. Stosunkowo często stosuje się rów-

niez zgrzewanie lub klejenie [15–20]. Wymaga ono jednak stosowania specjalnych procedur usuwania i nakładania tlenków, gdyż stanowią one powłokę antykorozyjną [21–23], a jednocześnie mają znacznie wyższe temperatury topnienia niż sam stop.



Rys. 10.3. Charakterystyka rozciągania stopów aluminium – widoczna umowna granica plastyczności

Istotną wadą stopów aluminium są ich niskie temperatury topnienia, które sprawiają, że nie nadają się one do budowy gorących elementów samolotu, jak również nie nadają się do budowy samolotów szybkich, dla których nagrzewanie aerodynamiczne jest znaczące.

Inną wadą jest brak, w przeciwieństwie do stali, trwałej wytrzymałości zmęczeniowej, co oznacza, że każdy element wykonany ze stopów aluminium prędzej czy później ulegnie zniszczeniu zmęczeniowemu niezależnie od tego, jak niska jest amplituda działających nań obciążeń [24, 25]. Ogranicza to czas eksploatacji konstrukcji lotniczych.

W charakterystyce wydłużenia od obciążenia stopów aluminium nie obserwuje się wyraźnej granicy plastyczności, w związku z tym definiuje się umowną granicę plastyczności, przy której odkształcenia trwałe są mniejsze niż 0,2% (rys. 10.3).

Tabela 2. Orientacyjne właściwości przykładowych stopów aluminium [1]

Gatunek	R _m [MPa]	R _{0,2} [MPa]	E [GPa]
PA6	450	280	73
PA7	480	370	73
PA9	540	440	73

10.3. Stopy magnezu

Duże nadzieje pokładano w lotniczych zastosowaniach stopów magnezu, jako że pod względem wytrzymałościowym niewiele tylko ustępują stopom aluminium (tab. 3), podczas gdy ich gęstość wynosi tylko $1,78 \text{ g/cm}^3$ [26]. Niestety, okazało się, że są one nieodporne na korozję i co gorsza łatwopalne. W związku z tym wolno je stosować tylko wtedy, gdy ich użycie daje znaczący spadek masy, a nie ma zagrożenia pożarem. Ponadto musi być zapewniony łatwy dostęp do części ze stopów magnezu w trakcie przeglądów lub brak zagrożenia korozją. Zazwyczaj używa się ich w takich przypadkach, gdy dany element ma stosunkowo dużą objętość ze względu na wymaganą dużą sztywność elementu, a jednocześnie musi być lekki. Przykładami zastosowań mogą być felgi kół lub zawiasy hamulców aerodynamicznych. Historycznie znane są zastosowania stopów magnezu do wytwarzania łoż silnikowych czy nawet karterów silników tłokowych. Warto jednak zauważyć, że dotyczyło to wyłącznie „zimnych” części silników.

Tabela 3. Orientacyjne właściwości przykładowych stopów magnezu [1]

Gatunek	R _m [MPa]	R _{0,2} [MPa]	E [GPa]
GA10	230	140	45
GZ5	345	290	45

10.4. Stopy tytanu

Najlepszy stosunek wytrzymałości do masy mają stopy tytanu (tab. 4), których gęstość wynosi średnio $4,46 \text{ g/cm}^3$. Co więcej, są one odporne na podwyższone temperatury, dochodzące nawet do 600°C . Niestety, są to stopy wymagające nadzwyczaj kosztownych technologii [27]. Nie są odporne na działanie wodoru, chloru i kadmu. W związku z tym spawanie stopów tytanu powinno się odbywać w próżni. Stopy te są również bardzo wrażliwe na warunki obróbki cieplnej i wymagające w trakcie obróbki skrawaniem. W związku z tym wymagają stosowania niestandardowych narzędzi i drogich metod obróbki. Z tego względu stosowane są tylko wtedy, gdy ich znakomite właściwości wytrzymałościowe są niezbędne.

Tabela 4. Orientacyjne właściwości przykładowych stopów tytanu [1]

Gatunek	R _m [MPa]	R _{0,2} [MPa]	E [GPa]
6A1-4V	1082	1048	110
B-120VCA	1450	850	110
WT3-1	1170	900	110

10.5. Stopy żarowytrzymałe

Stopy żarowytrzymałe stosowane są wyłącznie w tych miejscach konstrukcji samolotu, które narażone są na działanie bardzo wysokich temperatur. Dotyczy to zwłaszcza rur wydechowych dysz silników odrzutowych czy pokryć ochronnych bezpośrednio za nimi. Znacznie częściej stosowane są w konstrukcji silników lotniczych, np. na łopatki turbin czy też komory spalania. Zazwyczaj są to stopy zawierające duże ilości żelaza, niklu i kobaltu. Ich gęstość jest więc znaczna i osiąga $8,36 \text{ g/cm}^3$. Najważniejszą cechą stopów żarowytrzymałych nie jest ich wytrzymałość, lecz odporność na pełzanie (tab. 5). Pełzanie to powolny przyrost odkształcenia ciała na skutek oddziaływania stałych, długotrwałych obciążeń, mniejszych od granicy sprężystości materiału, z którego zostało wykonane. W niskich temperaturach pełzanie lotniczych materiałów konstrukcyjnych występuje tak powoli, że może być zaniedbane. W wyższych temperaturach następuje znacznie szybciej, co znakomicie utrudnia projektowanie takich części jak łopatki turbin, które powinny mieć możliwie stałą długość w celu zachowania możliwie małego luzu wierzchołkowego (odległość między końcówkami łopatek turbiny a jej obudową) [28]. Długotrwałe obciążenie materiału w wysokich temperaturach obniża też jego wytrzymałość. Dlatego też w przypadku stopów żarowytrzymałych ważne są takie parametry jak wytrzymałość na pełzanie, granica pełzania czy też prędkość pełzania [1].

Tabela 5. Orientacyjne właściwości przykładowych stopów żarowytrzymałych [1, 29]

Gatunek	R _m [MPa]	R _{0,2} [MPa]	R _{z/100} ⁽⁸¹⁵⁾ [MPa]	E [GPa]
Inconel X-750	1110 (324)	634 (310)	(180)	213,7 (127,6)
Rene 41	1420 (869)	1062 (814)	(262)	218 (165)

Dane w nawiasach dotyczą temperatury około 815°C.

10.6. Materiały kompozytowe

Najbardziej modne obecnie są materiały kompozytowe [30–120]. Materiał kompozytowy to taka mieszanina dwóch lub więcej różnych materiałów, która ma lepsze właściwości niż właściwości któregośkolwiek z materiałów składowych. W zasadzie w definicji tej mieszczą się również drewno i stal, jednakże zazwyczaj traktuje się je jako oddzielne grupy materiałów.

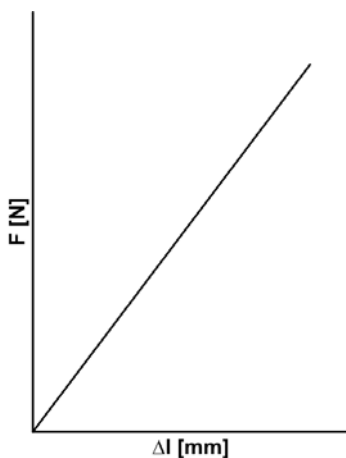
Kompozyty składają się zazwyczaj ze zbrojenia i spoiwa, przy czym spoiwem mogą być polimery, metale lub ceramika. Zbrojenie może mieć postać włókien,

włókien ciętych lub proszków. Może ono być szklane, węglowe, aramidowe, poliestrowe, metalowe lub ceramiczne. Włókna zbrojenia występują w postaci rovingu (wiązka włókien), tkaniny (długie włókna ułożone obok siebie w sposób zorganizowany, tworzące powierzchnię) lub maty (krótkie włókna tworzące powierzchnię, ułożone w sposób przypadkowy). Istnieje wiele rodzajów tkanin różniących się splotem oraz ilością wiązek włókien w różnych kierunkach, począwszy od tkanin symetrycznych, zawierających taką samą liczbę włókien w każdym kierunku, aż po tkaniny modułowe, zawierające włókna niemal wyłącznie w jednym kierunku. Ostatnio pojawiła się również możliwość tkania tkanin trójwymiarowych.

Największą zaletą kompozytów jest łatwość nadawania zarówno kształtu, jak i właściwości mechanicznych elementom konstrukcji, w trakcie ich wytwarzania. Dzięki temu stosunkowo łatwo uzyskuje się nawet bardzo skomplikowane kształty z bardzo dobrze odwzorowaną geometrią i bardzo gładką powierzchnią. Równocześnie konstruktor może w szerokim zakresie zmieniać właściwości danego elementu w różnych kierunkach. Dzięki odpowiedniemu ułożeniu warstw kompozytowej struktury laminarnej można uzyskać element o różnych właściwościach mechanicznych w zależności od kierunku obciążenia. Nic nie stoi na przeszkodzie, aby dany element był w jednym kierunku bardzo sztywny, a w innym wiotki. Wiąże się to, niestety, z największą wadą kompozytów, jaką jest wrażliwość ich właściwości na czynnik ludzki [119]. Skoro bowiem istnieje możliwość kształtowania właściwości mechanicznych elementu kompozytowego poprzez np. odpowiednią orientację kolejno nakładanych warstw tkanin, zmianę stopnia zbrojenia (stosunku ilości zbrojenia do ilości spoiwa) lub zastosowanie odpowiedniego cyklu cieplnego w trakcie utwardzania, to popełnienie błędu w trakcie fabrykacji może doprowadzić do wytworzenia elementu o zupełnie innych właściwościach niż zakładane. Z tego względu firmy wytwarzające lotnicze elementy kompozytowe muszą zatrudniać specjalistów najwyższej klasy na każdym stanowisku produkcyjnym, a to podwyższa koszty produkcji.

Innym problemem związanym z projektowaniem konstrukcji kompozytowych jest brak występowania odkształceń plastycznych w większości ich rodzajów. Dotyczy to zwłaszcza najbardziej popularnych kompozytów polimerowych, dla których trzeba przyjmować charakterystykę wydłużenia od obciążenia taką jak na rys. 10.4. W trakcie badań elementów kompozytowych pojawia się co prawda pewien zakres nieliniowy, nie wiąże się on jednak z odwracalnymi odkształceniami plastycznymi, jak to ma miejsce w przypadku metali, a z nieodwracalnym uszkodzeniem struktury w postaci lokalnych delaminacji, zerwanych lub wyboczonych włókien itp. Biorąc przy tym pod uwagę wspomnianą wcześniej wrażliwość na czynnik ludzki, zmusza to do stosowania wyższych niż zazwyczaj współczynników bezpieczeństwa. Nie stanowi to jednak większego problemu, gdyż moduł Younga wyrobów z materiałów kompozytowych jest zazwyczaj niższy niż w przypadku metali. Oznacza to, że w większości przypadków dany element nie jest wymiarowany przez jego wytrzy-

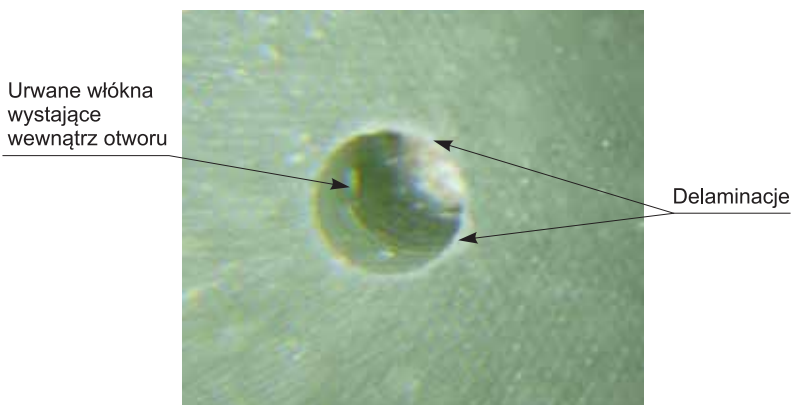
małość, ale raczej przez jego sztywność i dopuszczalne odkształcenia. Zdarza się więc często, że element kompozytowy jest znacznie mocniejszy niż to konieczne tylko dlatego, że założono bardzo małe odkształcenia dopuszczalne.



Rys. 10.4. Charakterystyka rozciągania kompozytów. Ewentualne nieliniowości charakterystyki obserwowane dla dużych sił i wydłużeń wynikają z nieodwracalnych uszkodzeń kompozytu, a nie odkształceń plastycznych. Użyteczny jest więc tylko zakres liniowy charakterystyki

Przenoszenie obciążeń skupionych w przypadku kompozytów zbrojonych włóknami przebiega również zupełnie inaczej niż w przypadku metali. W elementach wykonanych z takiego materiału głównym elementem przenoszącym obciążenia są włókna. Spoiwo łączy je tylko i zabezpiecza przed wyboczeniem. Jeśli więc w elemencie kompozytowym wywierci się otwór, przecinając włókna, to ten fragment kompozytu utraci zdolność do przenoszenia obciążeń. Samo zresztą wiercenie otworów w materiałach kompozytowych i w ogólności ich obróbka skrawaniem stanowi poważny problem, gdyż uzyskiwana powierzchnia nigdy nie jest gładka [95]. W powiększeniu można na niej zaobserwować pokruszone i popękane spoiwo oraz wystające z niego pourywane włókna zbrojenia (rys. 10.5).

Co gorsza, poszczególne warstwy kompozytu zazwyczaj nie są zupełnie płaskie. Nigdy więc nie wiadomo, które włókna zostały przecięte w trakcie obróbki skrawaniem. Z tego powodu dąży się do tego, aby proces technologiczny produkcji elementów kompozytowych nie wymagał obróbki skrawaniem po wykonaniu elementu (z wyjątkiem obcinania naddatków). Natomiast wprowadzanie sił skupionych realizuje się w taki sposób, aby nie było konieczne przecinanie włókien zbrojenia, a jeśli nie da się tego uniknąć, to dąży się do wprowadzania siły skupionej we włókna w otoczeniu otworu, a nie w sam otwór. Więcej informacji na ten temat w rozdz. 18.



Rys. 10.5. Otwór wywiercony w kompozytowej strukturze laminarnej. Widoczne pourywane włókna, wystające wewnątrz otworu, oraz delaminacje

Uważa się, że materiały kompozytowe są bardziej odporne na korozję od metali, aczkolwiek stwarzają czasami problemy elektrochemiczne związane z powstawaniem ogniw galwanicznych pomiędzy poszczególnymi elementami kompozytu lub między nimi a otaczającymi je elementami z innych materiałów. Dla przykładu bardzo niekorzystne okazuje się połączenie elementów kompozytowych zbrojonych włóknem węglowym ze stalą. W tym przypadku można oczekiwać przyspieszonej korozji elementów stalowych, czemu można zapobiegać np. poprzez stosowanie elementów oddzielających je od kompozytu, a wykonanych z tytanu. Dla przykładu stalowe sworznie przeznaczone do łączenia elementów kompozytowych zbrojonych włóknem węglowym często wyposażone są w tytanowe tulejki.

Wszystkie te problemy nie zniechęcają jednak do stosowania materiałów kompozytowych. Jedną z przyczyn jest zapewne możliwość uzyskiwania bardzo dużych wytrzymałości przy bardzo małej gęstości. Dla przykładu kompozyt polimerowy zbrojony włóknem węglowym może mieć wytrzymałość na zginanie rzędu 900 MPa przy gęstości rzędu 1,5 g/cm³. Przy czym zniszczenie próbki zaczyna się od delaminacji i wyboczenia włókien po stronie ściskanej. W warunkach laboratoryjnych, przy bardzo starannym przygotowaniu próbek, notowano nawet 1800 MPa.

Zaletą jest też wytrzymałość zmęczeniowa kompozytów, która bywa znacznie większa niż w przypadku konstrukcji metalowych [43, 61, 88, 89]. Dzieje się tak dlatego, że w kompozycie pęknięcia poszczególnych włókien zbrojenia nie mogą bezpośrednio propagować na sąsiednie włókna. Jedynym efektem takiego pęknięcia będzie nieznaczne zwiększenie obciążenia sąsiednich włókien zbrojenia. Nie oznacza to jednak, że zmęczenie w ogóle nie występuje. Wiąże się ono jednak zazwyczaj z uszkodzeniami spoiwa w wyniku np. obciążeń obsługowych, absorpcji wody oraz jej kolejnego zamarzania i rozmarzania, uderzeń piorunów itp. [66]. Na skutek

takich zdarzeń dochodzi w kompozycie do lokalnego uszkodzenia spoiwa, które następnie propaguje i nie może już dłużej zapewniać stabilnego usztywnienia włókien zbrojenia, a co za tym idzie nie zabezpiecza ich przed wyboczeniem.

Ciekawym zagadnieniem jest też pochłanianie drgań przez konstrukcje kompozytowe. Sam materiał czyni to znacznie lepiej niż w przypadku metali. Zazwyczaj jednak konstrukcje kompozytowe składają się z dużych elementów integralnych, podczas gdy konstrukcje metalowe, zwłaszcza bardziej tradycyjne, zawierają wiele połączeń nitowanych. Tarcie w szwach nitowych pochłania energię znacznie lepiej niż kompozyt, może się więc zdarzyć, że w konstrukcji kompozytowej drgania będą tłumione gorzej niż w konstrukcji metalowej.

Wszystko to sprawia, że materiały kompozytowe są nadzwyczaj atrakcyjnym materiałem konstrukcyjnym, który jednak ciągle stanowi wyzwanie dla konstruktorów.

10.7. Materiały hybrydowe

Na koniec warto wspomnieć również o materiałach hybrydowych. Przykładem może tu być Glare [120], czyli laminat składający się z ułożonych naprzemiennie warstw folii ze stopu aluminium i kompozytu polimerowego zbrojonego włóknem szklanym. Struktura taka łączy w sobie pewne zalety typowej konstrukcji metalowej i kompozytowej. Glare jest bardziej odporne na przebicie niż duraluminium, co jest bardzo istotne w przypadku tylnego, dolnego pokrycia kadłuba samolotów komunikacyjnych. Na pasach startowych czasem leżą zanieczyszczenia, które koła przejeżdżającego samolotu podrzucają do góry z bardzo dużą energią. Czasem też zanieczyszczenia te powodują eksplozje opon samolotu. Zanieczyszczenia i szczątki opon uderzają w pokrycie kadłuba samolotu i mogą je przebić. Glare podnosi odporność pokrycia w przypadku takich incydentów. Co więcej, Glare ma znacznie lepsze właściwości zmęczeniowe, ponieważ pęknięcia nie mogą propagować pomiędzy sąsiadującymi warstwami duraluminium, gdyż są one odseparowane warstwami kompozytu. Zalety te osiąga się w materiale, który daje się normalnie nitować, w przeciwieństwie do typowych materiałów kompozytowych (patrz rozdz. 18). Inną cenną właściwością jest lepsze niż w przypadku zwykłych kompozytów przenoszenie obciążeń skupionych. Do wad należą łatwość delaminacji w trakcie wiercenia oraz różnica rozszerzalności cieplnych poszczególnych warstw. Niestety, gęstość Glare jest nieco tylko niższa od gęstości duraluminium, gdyż gęstość włókna szklanego jest porównywalna do gęstości duraluminium. Trwają prace nad materiałami składającymi się z folii metalowych i innych (lżejszych) rodzajów kompozytów. Napotykają one jednak trudności wynikające m.in. z różnych rozszerzalności cieplnych metali i kompozytów.

Rozdział 11

PODZIAŁY KONSTRUKCJI SAMOLOTU

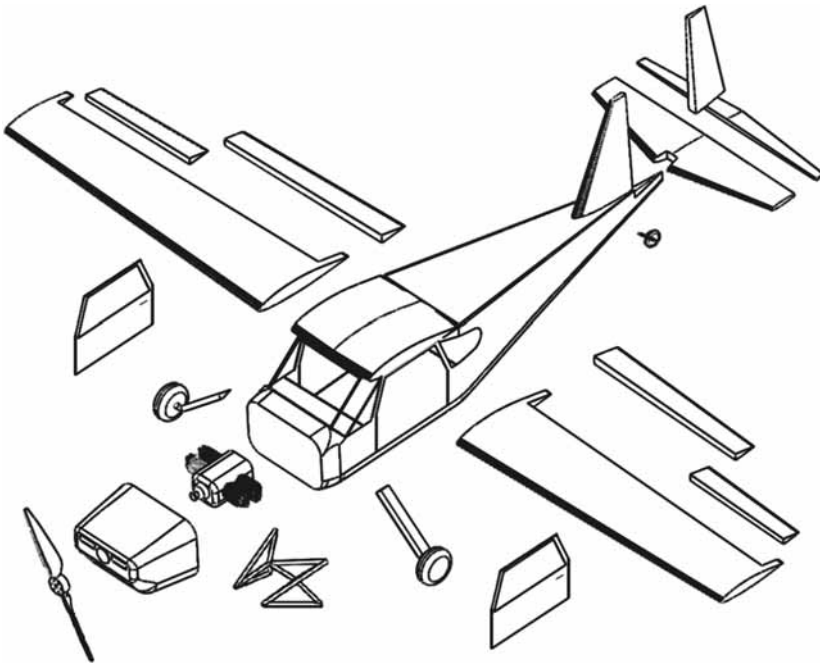
11.1. Rodzaje podziałów

Struktura samolotu byłaby najłżejsza, gdyby nie zawierała żadnych podziałów, tzn. gdyby skrzydła, kadłub, usterzenie itp. stanowiły jeden integralny element. Niestety, z wielu względów samolotu w taki sposób skonstruować się nie da. Przede wszystkim jego struktura jest zbyt skomplikowana, w związku z czym jej tworzenie wymaga równoczesnej pracy wielu osób. W celu uniknięcia związanego z tym zamieszania wygodnie jest podzielić samolot na mniejsze podzespoły i powierzyć opracowanie każdego podzespołu innej, niewielkiej grupie konstruktorów. W niewielkich grupach osób łatwiej jest zapewnić spójność realizowanej koncepcji oraz przygotowywanej dokumentacji. Dzięki takiemu podziałowi pracy wymiana informacji pomiędzy dużymi grupami ludzi może się ograniczać do sposobu połączenia poszczególnych podzespołów samolotu. Podziały tego rodzaju nazywa się zazwyczaj podziałami konstrukcyjnymi. Charakteryzują się one tym, że połączenia pomiędzy podzespołami w gotowej konstrukcji mogą być zarówno rozłączne, jak i nierozłączne.

Innym rodzajem podziałów są podziały technologiczne, które muszą się pojawić w konstrukcji samolotu ze względu na możliwości wykonawcze wytwórni, w której dany samolot ma być produkowany. Typowym ograniczeniem wpływającym na ten rodzaj podziałów są rozmiary hal montażowych i udźwigi posiadanych suwnic. Może się przy tym zdarzyć, że prototyp samolotu ma inne podziały technologiczne, a w produkcji seryjnej stosuje się inne. Projektując konstrukcję samolotu, warto jednak dążyć do tego, aby różnice pomiędzy prototypem a samolotem seryjnym były jak najmniejsze. Pozwala to zmniejszać nakład pracy niezbędny do uruchomienia produkcji seryjnej. Uwaga ta dotyczy jednak tych przypadków, gdy konstruktorzy dysponują środkami niezbędnymi do zrealizowania dojrzałego projektu, a firma ma gwarancję podjęcia produkcji seryjnej. W praktyce często zdarza się jednak tak, że konstruktorzy dysponują ograniczonymi środkami, a nie wiadomo, czy samolot znajdzie nabywców. Można wtedy opracować konstrukcję uproszczoną, którą da się zbudować z wykorzystaniem bardzo ograniczonej infrastruktury, bazując na bardzo

wysokich kwalifikacjach pracowników, tzw. demonstrator. Dopiero po jego zaprezentowaniu i uzyskaniu zamówień opracowuje się docelowy projekt dostosowany do produkcji seryjnej. Bardzo często zdarza się, że demonstrator ten nie spełnia również wielu wymagań stawianych później samolotom seryjnym. Może np. mieć przewymiarowaną strukturę, a tym samym znacznie większą masę i krótszy zasięg. Pozwala to jednak zaoszczędzić środki, które w przeciwnym razie byłyby niezbędne dla przeprowadzenia szczegółowych analiz.

Mamy również podziały transportowe, które wynikają zazwyczaj z potrzeby przewożenia samolotu lub jego podzespołów innymi środkami komunikacji (lądowej, wodnej lub powietrznej). Mogą one być w dalszej eksploatacji rozłączne albo nierozłączne. Typowym przypadkiem są tu szybowce, dla których buduje się nawet specjalne przyczepy transportowe. Są one niezbędne zwłaszcza w przypadku, gdy szybowiec wylądowuje w terenie przygodnym, w miejscu, z którego nie może wystartować za samolotem. Demontuje się wtedy szybowiec, ładuje na przyczepę transportową i wraca na lotnisko. Bardziej spektakularny może być np. transport dużej łodzi latającej z wytwórni położonej w głębi lądu do miejsca wodowania, z którego samolot taki może wystartować. Rekordem w tym zakresie jest jednak transport podzespołów dużych samolotów pasażerskich, takich jak Airbus 380, które produkowane są w wielu firmach na całym świecie, a montowane tylko w kilku (Tuluza, Hamburg, Renton, Everett, Charleston).



Rys. 11.1. Przykład podziału struktury płatowca

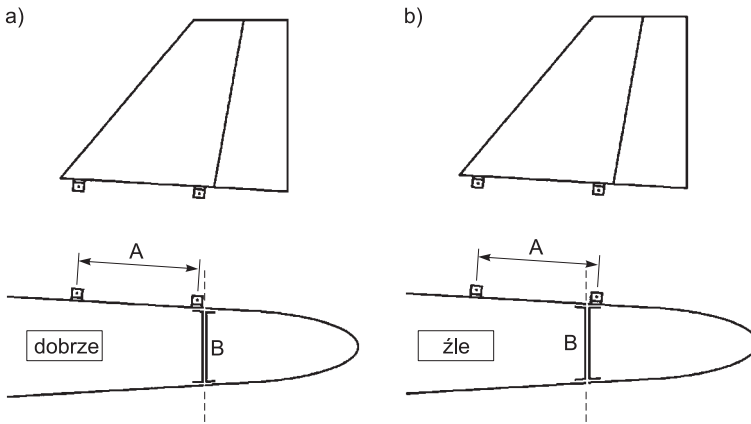
Na koniec wspomnieć też należy o podziałach eksploatacyjnych i funkcjonalnych, które są niezbędne w celu realizacji prawidłowej eksploatacji płatowca. Niektóre z tych podziałów pokrywają się z innymi typami podziałów, jak np. podział szybowca na kadłub, skrzydło i usterzenie. Inne jednak wynikają wyłącznie z potrzeb eksploatacyjnych. Przykładem jest tu podział limuzyny na część ruchomą i nieruchomą. Część ruchoma musi poruszać się względem reszty płatowca, aby umożliwić pilotowi zajęcie miejsca w kabinie. Co więcej, w sytuacji awaryjnej musi być łatwo odrzucana. Z kolei lotki i stery muszą się poruszać względem odpowiednich powierzchni nośnych, aby umożliwić prawidłowy pilotaż. Przykład podziału konstrukcji płatowca pokazany jest na rys. 11.1. W niniejszej pracy fakt istnienia podziałów konstrukcji zostanie wykorzystany do systematycznej prezentacji typowych rozwiązań konstrukcyjnych poszczególnych elementów samolotu.

11.2. Zasady definiowania podziałów

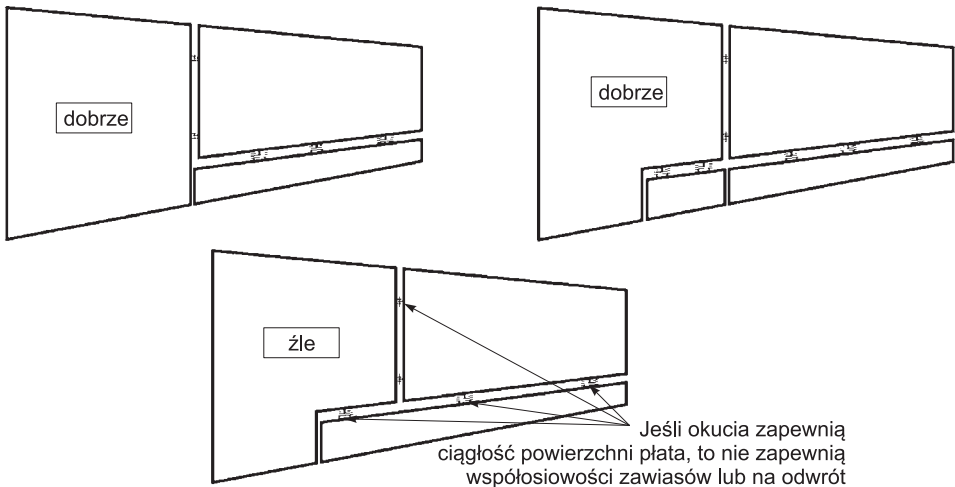
Istnieje kilka podstawowych zasad definiowania podziałów płatowca na zespoły [121].

Dowolne dwa zespoły powinny być połączone bez pośrednictwa trzeciego zespołu (rys. 11.2–11.4). Nieprzestrzeganie tej zasady może uniemożliwić zmontowanie samolotu, gdyż każdy element rzeczywistej konstrukcji wykonywany jest z pewną tolerancją wymiarową. Wymiary dwóch elementów tego samego typu różnią się więc o błąd wykonawczy mający wartość losową mniejszą od założonej tolerancji. W trakcie montażu błędy sumują się zgodnie z zasadami sumowania się błędów [122]. W efekcie zmontowane zespoły tego samego typu mają różne wymiary. W przypadku samolotów błędy montażu bywają szczególnie duże ze względu na to, że zespoły są montowane z wielu delikatnych elementów, które dodatkowo mogą ulegać odkształceniom. W efekcie dwa wykonane z założonymi tolerancjami zespoły mogą dać tak duży błąd położenia elementów mocujących trzeci zespół, że tego zespołu nie da się zamontować. W przypadku zachowania zasady, że dowolny zespół może być połączony tylko z jednym innym zespołem, problemu tego można uniknąć, gdyż położenie elementów mocujących można ustalić za pomocą ustalaczy każdego z przyrządów montażowych. Położenie tych elementów zależy więc tylko od dokładności położenia ustalaczy w przyrządach, nie zaś od całych często skomplikowanych łańcuchów wymiarowych.

Dodatkowy problem pojawia się w przypadku elementów ruchomych, takich jak lotki czy stery. Jeśli bowiem lotka zamocowana jest częściowo do centroplata, a częściowo do zewnętrznej części skrzydeł, to błędy wykonawcze mogą spowodować, że osie zawiasów w obu częściach skrzydeł nie będą współosiowe (rys. 11.3). Może się więc okazać, że nawet poprawnie zamontowana lotka nie będzie mogła się obracać bez pojawienia się naprężeń montażowych.



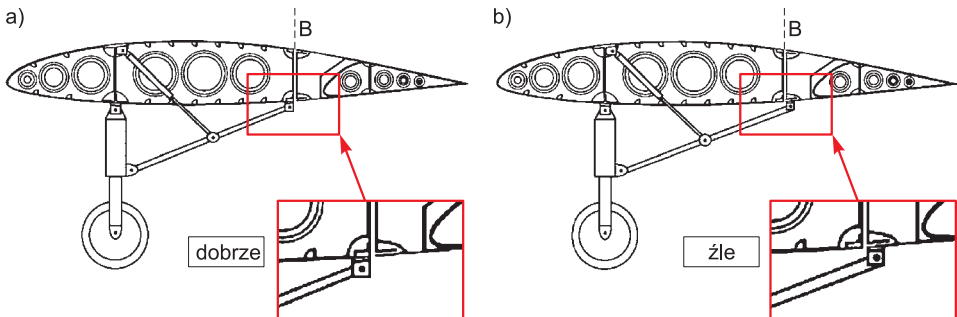
Rys. 11.2. a) Dobrze, wymiar A nie zależy od dokładności wykonania połączenia B, b) źle, wymiar A zależy od dokładności wykonania połączenia B



Rys. 11.3. Nawet jeśli dwa elementy połączone za pośrednictwem trzeciego da się zmontować, to mogą nie funkcjonować prawidłowo. Przykład lotki

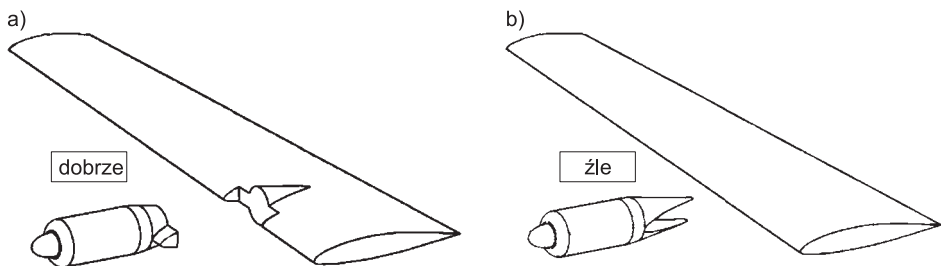
Zespoły główne powinny być tak sztywne, aby ich montaż był możliwy bez specjalnych przyrządów. Podziały na zespoły główne często pokrywają się z podziałami eksploatacyjnymi. Jest więc nadzwyczaj istotne, aby ich montaż był możliwy poza specjalnymi przyrządami montażowymi. Dzięki temu prawidłowego montażu można dokonać nie tylko w wytwórni czy wyspecjalizowanym zakładzie remontowym, ale również u użytkownika. Prawidłowy montaż u użytkownika, bez przyrządów montażowych, jest jednak możliwy wyłącznie wtedy, gdy montowane

zespoły są odpowiednio sztywne. Montaż niesztywnych zespołów bez przyrządów kończy się zwykle uzyskaniem bardzo dużych błędów i naprężeń montażowych. Dostosowanie zespołów głównych do montażu bez przyrządów zmniejsza też koszty produkcji samolotu, można bowiem uniknąć budowania dużych i kosztownych przyrządów, które pozwoliłyby na stabilizację wymiarową niesztywnych zespołów.



Rys. 11.4. a) Dobrze, położenie podwozia nie zależy od dokładności wykonania połączenia B (kiesonku z sekcją krawędzi spływu), b) źle, położenie podwozia zależy od dokładności wykonania połączenia B zarówno po wypuszczeniu, jak i schowaniu

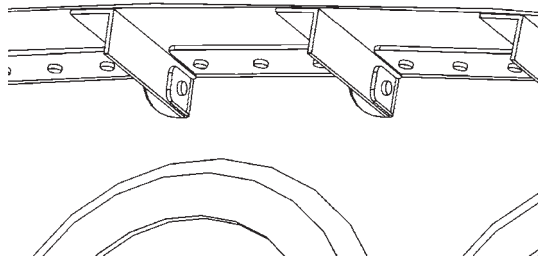
Podziały powinny występować na powierzchniach rozwijalnych (rys. 11.5). Podział na powierzchniach nierozwijalnych znacząco komplikuje geometrię owiewek osłaniających połączenie montowanych elementów. Jest to szczególnie niekorzystne w przypadku konstrukcji metalowych, w których owiewki te wykonywane są z odpowiednio kształtowanej blachy. Każda nierozwijalność powierzchni w miejscu łączenia powoduje w tym przypadku utrudnienie technologii wykonania owiewki oraz pogorszenie jakości wykonania. Najprostszą i najlepiej pasującą owiewką jest zwykle rozwijalny pasek blachy.



Rys. 11.5. a) Dobrze, przy takim podziale owiewki zakrywające szczelinę będą miały formę rozwijalnych pasków blachy, b) źle, przy takim podziale owiewki zakrywające szczelinę będą miały formę trójwymiarowej powierzchni o bardzo skomplikowanym kształcie

Można oczywiście twierdzić, że w czasach, gdy popularne stały się konstrukcje kompozytowe wykonywane w foremnikach frezowanych na obrabiarkach sterowanych numerycznie, wymaganie to straciło na ważności, jednakże należy pamiętać i o tym, że bardziej skomplikowana owiewka jest zwykle również bardziej wrażliwa na uszkodzenia. Dlatego też przestrzeganie tej zasady jest nadal zalecane.

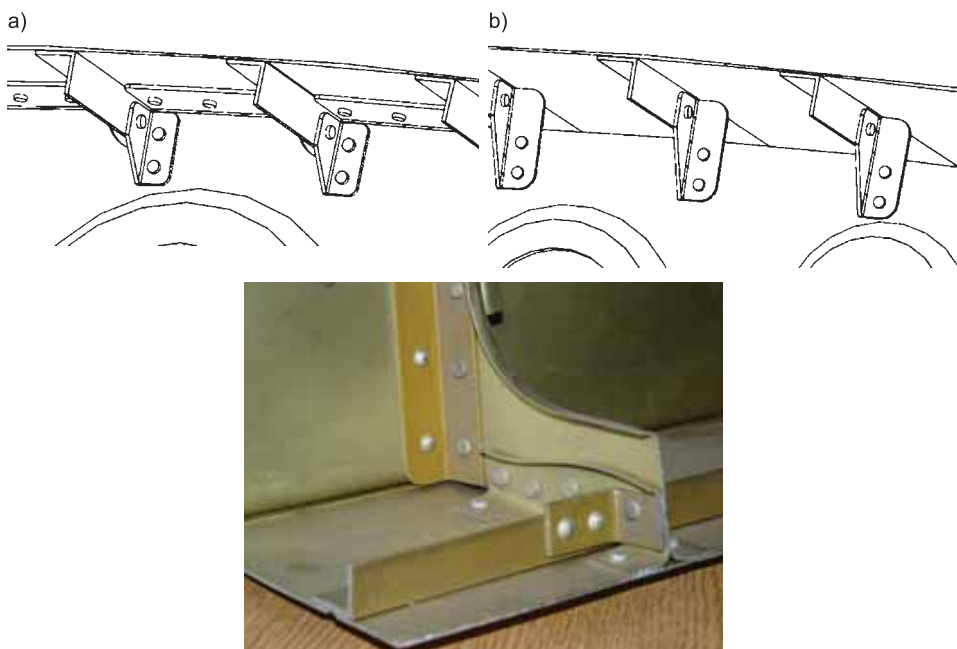
Połączenia powinno się dokonywać bez wprowadzania naprężeń. Naprężenia montażowe są jednym z najbardziej niebezpiecznych rodzajów naprężeń, gdyż nigdy nie wiadomo, jaką mają wielkość. Co więcej, w dwóch różnych samolotach tego samego typu mogą się okazać zupełnie różne. Może się więc zdarzyć i taki egzemplarz, w którym naprężenia montażowe są porównywalne z obciążeniami w locie. Może to znacząco zredukować zakres obciążeń użytkowych danego egzemplarza. Znane są też takie przypadki, w których zmontowanie konstrukcji prowadziło do jej uszkodzenia (rys. 18.16, rozdz. 18). Dlatego też na etapie projektowania warto pomyśleć o stosowaniu takich podziałów konstrukcji, aby wprowadzały jak najmniejsze naprężenia lub aby nie wprowadzały ich wcale. Tam gdzie to możliwe, należy więc stosować połączenia kompensacyjne. Mogą one polegać np. na tym, że kilku elementów nie łączy się ze sobą bezpośrednio, lecz za pomocą dodatkowych elementów montowanych na samym końcu w taki sposób, aby niedokładności elementów zasadniczych nie wpływały na dokładność finalnego wyrobu. Przykładem może tu być połączenie żeber, pokrycia i podłużnic. Często połączenie to realizowane jest poprzez takie ukształtowanie żebra, aby powstały półki, które następnie można przynitować bezpośrednio do pokrycia i podłużnic (rys. 11.6). Pierwszym krokiem takiej operacji jest przynitowanie podłużnic do pokrycia.



Rys. 11.6. Przykład bezpośredniego połączenia między żebrami, pokryciem i podłużnicami. Połączenie jest mocne, ale niedokładne rozmieszczenie elementów powoduje pofalowanie pokrycia

Następnie gotowe panele nituje się do żeber. Niestety, nie da się przynitować do pokrycia podłużnic w idealnych odstępach. Na koniec więc zwykle po przynitowaniu podłużnic do pokrycia i żeber do pokrycia okazuje się, że półki łączące żebra z podłużnicami nie przylegają do podłużnic. W trakcie nitowania zostaną one na siłę dociągnięte, co najprawdopodobniej spowoduje pofalowanie pokrycia. Można

też najpierw znitować razem żebra z podłużnicami, a dopiero potem nitować do nich pokrycie (tzw. montaż z bazowaniem na szkielecie). W tym przypadku jednak nie ma gwarancji, że górne powierzchnie podłużnic będą się pokrywały z górnymi powierzchniami półek do mocowania pokrycia, co znowu prowadzi do pofalowania pokrycia. Jeśli jednak elementy łączące podłużnice z żebrami nie są integralną częścią żeber, lecz oddzielnymi elementami, to można zastosować tzw. montaż z bazowaniem na obrysie. W tym przypadku najpierw nituje się podłużnice do pokrycia, a następnie gotowe panele mocuje się w przyrządzie montażowym. Następnie w przyrządzie tym mocuje się również żebra, które są nitowane do pokrycia. Na koniec wierci się otwory służące do przynitowania elementów łączących żebra z podłużnicami – tzw. kompensatorów, i przynitowuje się te elementy (rys. 11.7).

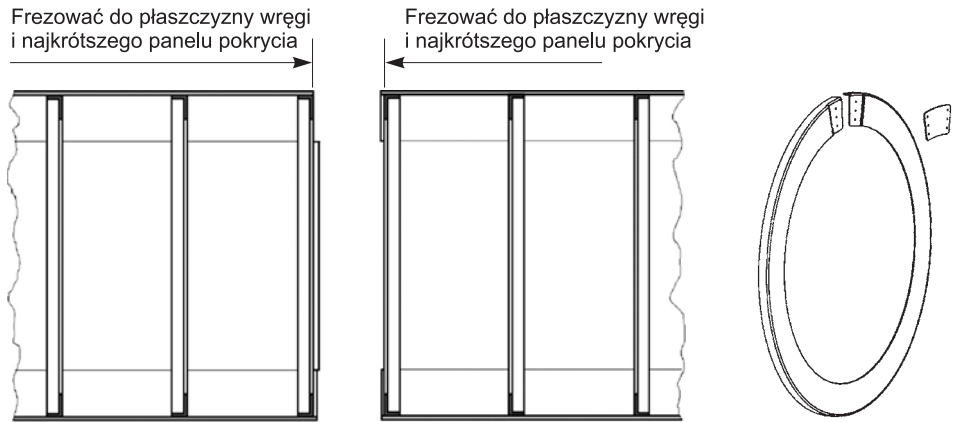


Rys. 11.7. Przykłady kompensacyjnego połączenia między żebrami, pokryciem i podłużnicami: a) bezpośrednie połączenie podłużnic z pokryciem i żeber z pokryciem oraz kompensacyjne połączenie między żebrami a podłużnicami, b) bezpośrednie połączenie podłużnic z pokryciem i kompensacyjne pomiędzy żebrami a podłużnicami

Jest to trudniejsze i zwiększa ilość łączonych elementów, ale niedokładności wykonania elementów składowych nie wpływają na dokładność wykonania finalnego elementu. Skrajnym przykładem takiego rozwiązania był samolot SR-71, w którym żebra i podłużnice były połączone ze sobą bezpośrednio, a pokrycie

(wykonane w znacznej mierze z blachy falistej) zamocowano do szkieletu tylko przy pomocy elastycznych elementów kompensacyjnych [123, 124]. Pozwoliło to kompensować nie tylko skończone tolerancje wykonawcze elementów i podzespołów, ale również odkształcenia cieplne pokrycia nagrzewającego się na skutek tarcia o powietrze w locie z liczbą Macha większą od 3.

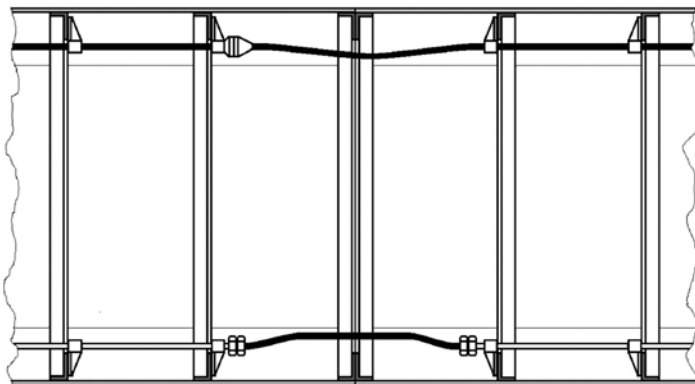
W konstrukcjach kompozytowych rolę elementów kompensujących często spełnia klej z dużą ilością napelnacza (patrz rozdz. 18, rys 18.13–18.15).



Rys. 11.8. Kompensacyjne połączenie dwóch segmentów kadłuba uzyskane dzięki odpowiedniej sekwencji montażu. Montaż wręgi zamykającej na samym końcu pozwala je zamontować tak, żeby ich płaszczyzny pasowały do płaszczyzn najkrótszych paneli pokrycia. Dzięki temu po sfrezowaniu dłuższych paneli wręgi będą przylegały do siebie, a między przednimi i tylnymi panelami pokrycia nie będzie szczelin. Dla jasności na rysunku nie pokazano podłużnic

Innym przykładem połączenia kompensacyjnego jest montaż paneli pokrycia kadłuba (rys. 11.8). Zazwyczaj jest ich co najmniej dwa. Prawdopodobieństwo, że wszystkie one będą tej samej długości, jest praktycznie zerowe. Dlatego też zamontowanie wręgi zamykającej powinno się odbywać na samym końcu procesu, tak, aby była ona prawidłowo połączona z najkrótszymi panelami. Dłuższe są następnie frezowane aż do powierzchni wręgi. Dzięki czemu po zmontowaniu i frezowaniu płaszczyzna wręgi pokrywa się z krańcowymi płaszczyznami paneli pokrycia. Jeśli montaż wręgi zamykającej sąsiedni segment kadłuba wykonano w taki sam sposób, to po zmontowaniu wręgi będą dokładnie przylegały do siebie. Można jednak w tym momencie zapytać, skąd wiadomo, że wręgę zamykającą da się wsunąć w kompletnie znitowany segment kadłuba lub że po wsunięciu nie będzie się ona luźno przemieszczała w jego wnętrzu. Dla uniknięcia takich niekorzystnych zdarzeń można tą wręgę przeciąć i po wnitowaniu w segment obydwu jej końce połączyć ze sobą elementami kompensacyjnymi.

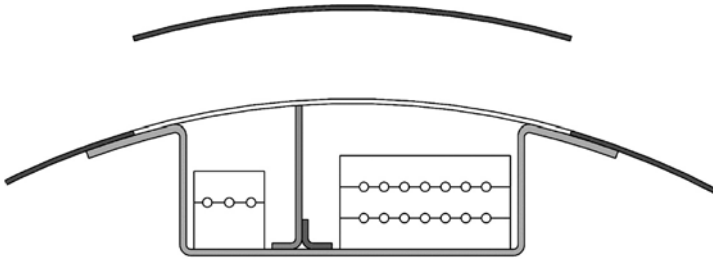
Omówiona powyżej zasada dotyczy nie tylko elementów strukturalnych, ale również wyposażenia, a zwłaszcza przewodów hydraulicznych, pneumatycznych i elektrycznych (rys. 11.9). Dzięki zastosowaniu połączeń kompensacyjnych długość tych instalacji jest odpowiednia nawet przy znacznym rozrzucie wymiarów struktury w poszczególnych samolotach. Po raz kolejny wydawałoby się, że rozwój metod wspomagania komputerowego powinien wyeliminować tę zasadę. W projekcie samolotu A-380 okazało się jednak, że brak kompensacji uniemożliwił zmontowanie instalacji elektrycznej prototypu samolotu. Doprowadziło to do długotrwałego opóźnienia całego projektu, gdyż trzeba było wymienić większość wiązek przewodów elektrycznych na nowe, nieco dłuższe.



Rys. 11.9. Kompensacyjne połączenie instalacji pokładowych

Przewody powinny być prowadzone w wiązkach. Samolot zwykle wyposażony jest w liczne przewody elektryczne, hydrauliczne i pneumatyczne. Dobrze jest więc zasilające je i sterujące nimi przewody rozmieścić w taki sposób, aby łatwo było odnaleźć konkretny przewód, zwłaszcza w celu naprawy. Zaleca się więc instalowanie ich we wiązkach z jednoznacznymi oznaczeniami. Dzięki temu zawsze wiadomo, gdzie znajduje się każdy z przewodów. Co więcej, możliwy jest dostęp do złączy przewodów z zewnątrz samolotu przez stosunkowo małe wykroje osłonięte niewielkimi owiewkami (rys. 11.10). Żaden z przewodów nie zwisa też swobodnie z uchwytów, narażając instalację na rozłączenie się.

Niestety, czasami łączenie przewodów w wiązki jest bardzo trudne, gdyż przewody pod napięciem w znaczący sposób mogą zakłócać nawzajem swoją pracę. Dlatego też w bardziej skomplikowanych samolotach często montuje się je najpierw na makiecie, sprawdza poziomy zakłóceń, a dopiero potem instaluje je w prototypie.



Rys. 11.10. Luk dostępowy do złączy przewodów instalacji elektrycznej

Zespoły nie powinny zasłaniać się nawzajem. Montaż zespołów wyposażenia w taki sposób, aby nie zasłaniały się nawzajem, znacząco ułatwia eksploatację samolotu. Awaria zasłoniętego zespołu jest bowiem znacznie trudniejsza do wykrycia i usunięcia niż awaria zespołu, do którego jest bezpośredni dostęp. Ponadto czasami konieczna jest wymiana całych zespołów. W przypadku poważnej awarii zespołu zasłoniętego najpierw trzeba zdemontować zespół zasłaniający, aby następnie uzyskać dostęp do zespołu zasłoniętego.

Przestrzeganie tej zasady ułatwia też gaszenie w przypadku pożarów. Jeśli bowiem płonie zespół zasłonięty przez inny, to ugaszenie go pokładowymi środkami gaśniczymi jest znacznie trudniejsze.

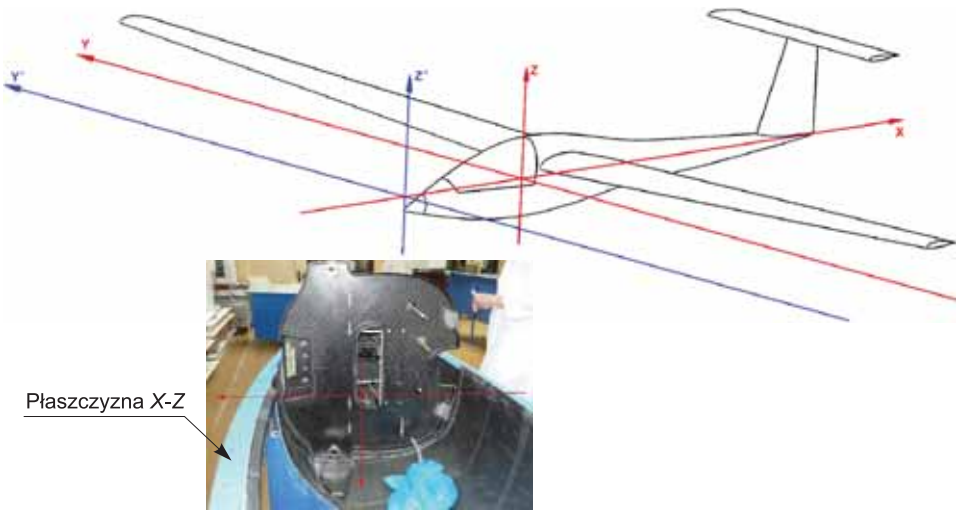
11.3. Procedura odwzorowania geometrii płatownca

Procedura odwzorowania geometrii płatownca jest jednym z najważniejszych zagadnień związanych z jego budową i produkcją [125, 126]. Wpływa bowiem zarówno na koszty jego produkcji, jak i eksploatacji. Ma również kapitalne znaczenie dla dokładności jego wykonania, a więc również dla osiągnięć egzemplarzy seryjnych. Warto sobie w tym miejscu uświadomić, że płatewiec jest obiektem dużym i ciężkim, wykonanym jednak z bardzo wiotkich i delikatnych elementów. Bardzo łatwo można więc popełnić bardzo duże błędy montażowe. Szczegóły procedury odwzorowania geometrii są co prawda opracowywane na etapie projektu szczegółowego i przygotowania do produkcji, jednakże już na etapie projektu wstępnego pojawiają się pewne jej elementy. Najważniejszym z nich jest dobór układów współrzędnych, w których opisywana będzie geometria płatownca (rys. 11.11). W aerodynamice i mechanice lotu biegunem układu współrzędnych zazwyczaj jest $1/4$ średniej cięciwy aerodynamicznej płata. Niestety, w rzeczywistym samolocie punkt ten zazwyczaj materialnie nie istnieje. Nie można więc przyłożyć do niego miarki i zmierzyć położenia jakiegoś elementu.

Ten układ współrzędnych jest więc bezużyteczny w procesie produkcji. Główny konstrukcyjny układ współrzędnych powinien być związany z materialnie istniejącym elementem konstrukcji samolotu. Element ten powinien w sposób jednoznaczny wskazywać położenie układu współrzędnych. Powinien więc zawierać takie przestrzenne figury geometryczne, jak krawędzie pomiędzy prostopadłymi płaszczyznami, które mogą być współliniowe z osiami układu, lub wyznaczać którąś z jego płaszczyzn. Krawędzie te powinny być prostopadłe lub równoległe do płaszczyzny symetrii, aby uniknąć przeliczania kątów w trakcie dokonywania pomiarów. Ponadto element wyznaczający układ współrzędnych powinien być możliwie sztywny, aby jego deformacje w trakcie pomiaru nie zwiększały błędów montażowych. Element ten powinien również pojawiać się w montowanym płatowcu na jak najwcześniejszym etapie montażu, a dostęp do niego powinien być zapewniony również na samym końcu procesu. Niespełnienie tego warunku sprawi, że na początkowych lub końcowych etapach montażu nie będzie możliwe dokonanie pomiaru bezpośredniego. Tymczasem pomiar pośredni zawsze obarczony jest większym błędem. Dobrym przykładem głównego konstrukcyjnego układu współrzędnych może być przecięcie płaszczyzny symetrii samolotu z płaszczyzną wręgi głównej i płaszczyzną półki łączącej pasy dźwigarów, zwłaszcza w przypadku, gdy struktura kadłuba składa się z dwóch połówek, których krawędzie wyznaczają płaszczyzny równoległe do płaszczyzny symetrii lub samą płaszczyznę symetrii.

Niestety, nie da się odłożyć decyzji o wyborze produkcyjnego układu współrzędnych aż do etapu przygotowania produkcji, gdyż wymagałoby to zmian w całej dokumentacji konstrukcyjnej i na pewno zakończyłoby się pojawieniem licznych błędów. Decyzja ta musi być podjęta w momencie rozpoczęcia pierwszych prac konstrukcyjnych. Na etapie projektu wstępnego musi więc powstać koncepcja struktury płatowca i jej montażu.

Główny układ współrzędnych nie jest jedynym układem, jaki należy wtedy wybrać. Używanie układu związanego materialnie np. z kadłubem byłoby bowiem nadmiernym utrudnieniem podczas konstruowania innych elementów konstrukcyjnych, takich jak np. skrzydła. Na ich modelach i rysunkach złożeniowych układ związany z kadłubem w ogóle by nie istniał. Tymczasem skrzydła posiadają zazwyczaj kąt zaklinowania i wznios, a czasem również skos. Ich najważniejsze elementy konstrukcyjne bywają więc znacząco obrócone względem kadłuba. Dlatego też konieczne jest zdefiniowanie lokalnego układu współrzędnych dla każdego zespołu konstrukcyjnego oraz jego przestrzennego położenia względem głównego układu współrzędnych. Układy zespołów konstrukcyjnych definiuje się według tych samych zasad co główny układ współrzędnych, przy czym nie trzeba zachowywać prostopadłości i równoległości względem płaszczyzny symetrii. Układy te lepiej łączyć z cechami geometrycznymi takich elementów, jak dźwigar główny skrzydła.



Rys. 11.11. Przykład trudności związanych z doбором głównego układu współrzędnych szybowca. Płaszczyzna symetrii $X-Z$ istnieje fizycznie jako płaszczyzna podziału foremnika kadłuba. Jest też widoczna po wyjęciu kadłuba z foremnika w postaci skleiny, aż do finalnego malowania. Oś X , będąca osią symetrii belki kadłubowej, fizycznie nie istnieje, lecz jest łatwa do wyznaczenia w foremniku. Niestety, po wklejeniu niektórych elementów staje się niewidoczna. Płaszczyzna $Y-Z$ jest prostopadła do osi X i przechodzi przez nossek żebra przykadłubowego. Jest łatwo dostępna w foremniku oraz po wyjęciu kadłuba z foremnika, ale po ułożeniu tkanin pokrycia kadłuba w foremniku – znika. W związku z tym musi być zastąpiona trasami na płaszczyźnie podziałowej foremnika. Alternatywna płaszczyzna $Y'-Z'$ przechodząca przez dziób szybowca jest łatwo dostępna w trakcie całego procesu montażu i eksploatacji. Jeśli jednak w szybowcu zainstalowany jest FES (*Front Electric Sustainer*), płaszczyzna $Y'-Z'$ przestaje być niezawodną bazą pomiarową, gdyż fizycznie istnieje na wierzchołku kołpaka śmigła, który jest demontowalny i może być zastąpiony przez inny kołpak o innych wymiarach

Rozdział 12

STRUKTURA SKRZYDŁA

12.1. Wstęp

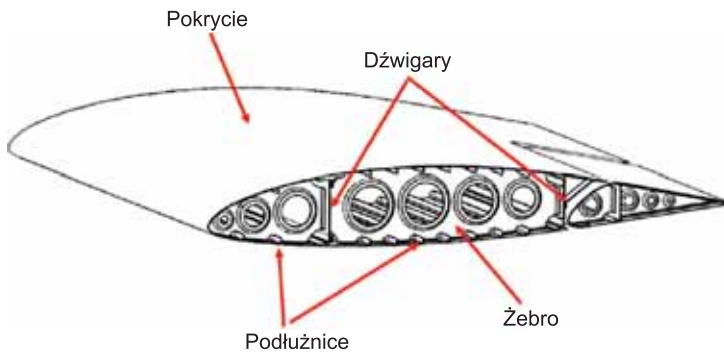
Skrzydło jest najbardziej odpowiedzialnym elementem samolotu. To ono wytwarza siłę nośną, dzięki której samolot lata. Jednocześnie przenosi ono największe obciążenia, a wśród nich moment gnący wywołany siłą nośną. Co gorsza, czyni to w kierunku, w którym ma najmniejszy moment bezwładności [127–132], gdyż jego grubość w kierunku prostopadłym do cięciwy ograniczona jest ze względów aerodynamicznych do około 15% cięciwy. Dlatego też konstrukcji skrzydła trzeba się przyjrzeć najdokładniej [133–138].

12.2. Podstawowe elementy składowe konstrukcji skrzydła

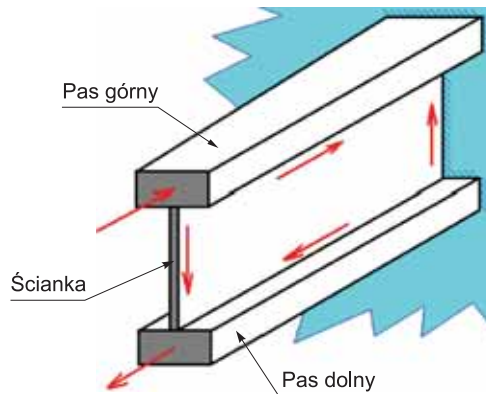
Omawianie konstrukcji skrzydeł wypada rozpocząć od wyliczenia elementów składowych i omówienia ich funkcji (rys. 12.1).

Dźwigar to główny element siłowy konstrukcji skrzydła (rys. 12.2). Przeznaczony jest przede wszystkim do przenoszenia momentu gnącego i siły tnącej, powstających w wyniku oddziaływania rozkładu ciśnień na całą powierzchnię skrzydła. Dźwigar składa się zazwyczaj z dwóch pasów – górnego i dolnego, oraz łączącej je ścianki. Pasy przeznaczone są do przenoszenia momentu gnącego. Na ich końcach, przy kadłubie, instaluje się okucia, które wytwarzają parę reakcji równoważącą moment gnący z całego skrzydła. W danym przekroju bieżącym moment gnący wytwarzany przez ciśnienia działające na skrzydło pomiędzy tym przekrojem a końcówką równoważony jest przez parę sił w pasach. Zazwyczaj, dla zmniejszenia masy, przekrój pasów nie jest stały wzdłuż rozpiętości. Przy końcówce moment gnący jest niewielki, więc i przekrój pasów jest niewielki. Warto też zwrócić uwagę na fakt, że pasy dźwigarów są prętami smukłymi, które pomimo podparcia innymi elementami samolotu mogą podlegać wyboczeniu.

Biorąc pod uwagę, że obciążenia dodatnie, ściskające górny pas, są większe od ujemnych, ściskających dolny pas, spodziewać się należy, że górny pas dźwigara będzie miał większy przekrój od dolnego. I tak też jest w istocie. Ścianka dźwigara przenosi siłę tnącą. Naprężenia wynikające z działających na nią obciążeń są stosunkowo niewielkie, wydawać by się więc mogło, że może ona mieć niewielką grubość. Tak jednak nie jest ze względu na możliwość wyboczenia. W celu uniknięcia nadmiernego przewymiarowania ścianki instaluje się na niej zwykle dodatkowe elementy usztywniające.



Rys. 12.1. Typowa struktura skrzydła



Rys. 12.2. Schemat struktury dźwigara

Żebra są elementami zapewniającymi odpowiedni profil aerodynamiczny płata nośnego. Są one często ustawione wzdłuż kierunku opływu lub pod niewielkim kątem do niego. Obciążone są podobnie do dźwigara, z tym że zginane są momen-

tem wytwarzanym przez rozkład ciśnienia wzdłuż cięciwy płata. Zazwyczaj żebra zamocowane są do dźwigara i to właśnie w dźwigar wprowadzają oddziaływujące na nie obciążenia. Niektóre żebra przenoszą wyłącznie obciążenia ciśnieniowe. Są to tak zwane żebra normalne. Żebra siłowe pozwalają na wprowadzenie w strukturę skrzydła sił skupionych, pochodzących np. od podwozia. Pozwalają też unikać koncentracji naprężeń w miejscach, gdzie przekrój skrzydła zmienia się gwałtownie. Przy kadłubie i na końcówce instaluje się sztywne żebra zamykające, dzięki czemu pokrycie skrzydła może przenosić obciążenia skręcające działając, jak cienkościenna rura skręcana.

Pokrycie jest najbardziej widocznym elementem struktury skrzydła. To ono tworzy powierzchnię nośną. Jest rozpięte na żebrach, więc przyjmuje ich kształt. Może ono być elastyczne, np. płócienne lub sztywne. W pierwszym przypadku jego rola w przenoszeniu obciążeń sprowadza się do przenoszenia ciśnień nań działających na najbliższe żebro. W drugim przypadku pokrycie może uczestniczyć również w przenoszeniu innych obciążeń. Najczęściej przenosi ono moment skręcający, jeśli jednak jest wystarczająco sztywne, to może również przenosić moment gnący, zastępując dźwigar.

Podłużnice biegnące wzdłuż rozpiętości skrzydła, lecz niepołączone pionowymi ściankami, przeznaczone są do usztywniania pokrycia. Wspomagają je również w przenoszeniu obciążeń ciśnieniowych na żebra. Jeśli podłużnic jest odpowiednio dużo, dzięki czemu pokrycie jest bardzo sztywne, to wraz z pokryciem mogą one zastępować dźwigar w przenoszeniu momentu gnącego.

12.3. Przegląd konstrukcji skrzydeł

Pierwsze historyczne konstrukcje skrzydeł miały elastyczne pokrycie płócienne, bardzo lekkie, ale nieprzenoszące obciążeń. W związku z tym wymagały one zewnętrznego usztywnienia w celu przeniesienia momentu skręcającego. Konstrukcja taka składała się z dźwigarów przenoszących moment gnący, żeber zapewniających zachowanie profilu aerodynamicznego oraz zestawu masztów, rozpórek i linek usztywniających konstrukcję. W samolocie braci Wright i kilku kolejnych pionierskich konstrukcjach usztywnienie to wykorzystywane było również do sterowania poprzecznego. Zmieniając naciągi poszczególnych linek usztywniających, skręcane było niesymetrycznie całe skrzydło. Był to jednak system bardzo skomplikowany i zawodny, w związku z tym natychmiast po wynalezieniu lotek został porzucony. Efektem ubocznym okazała się możliwość zwiększenia prędkości maksymalnej, gdyż linki naciągane na stałe można było naciągnąć mocniej. Usztywnienie zewnętrzne stosowane było zarówno w samolotach jedno-, jak i dwupłatowych (rys. 12.3–12.6). W dwupłatowcach linki rozpinane były

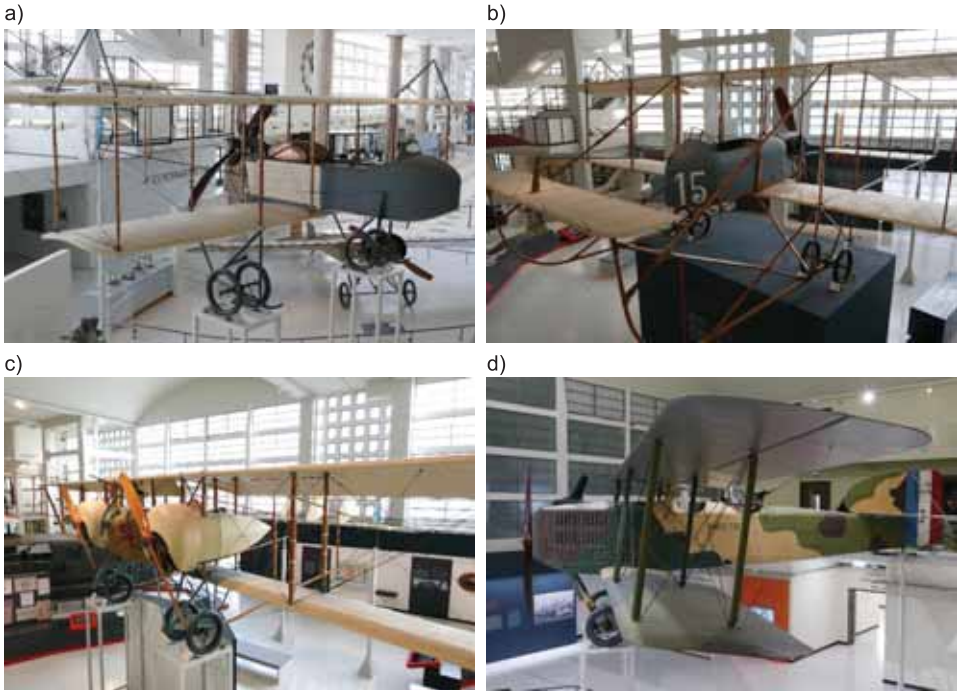
między płatami w poszczególnych przęsłach (rys. 12.3–12.4). W jednopłatach (rys. 12.5–12.6) linki rozpinano między skrzydłem a podwoziem z dołu oraz między skrzydłem a masztem spełniającą również funkcję „kozła antykapotażowego” [139]. W chwili obecnej usztywnienie zewnętrzne w jednopłatach stosuje się tylko w bardzo powolnych konstrukcjach ultralekkich (rys. 12.7a). W dwupłatach usztywnienie zewnętrzne jest bardziej powszechne, zwłaszcza w samolotach akrobacyjnych (rys. 12.7b). Zapewnia ono możliwość uzyskania bardzo sztywnej, wytrzymałej i lekkiej konstrukcji. Poważną wadą skrzydeł z usztywnieniem zewnętrznym jest jednak ogromny opór aerodynamiczny linek i rozpórek usztywniających. Warto je więc stosować tylko wtedy, gdy osiągi nie są istotne, lub wtedy, gdy są one zapewnione poprzez zastosowanie bardzo małego obciążenia ciągu.



Rys. 12.3. Struktura dźwigarowa z usztywnieniem zewnętrznym. Samolot Standard J-1 (*National Museum of the U.S. Air Force, Dayton*)

Zdecydowana większość współczesnych samolotów ma więc elementy usztywniające skrzydło na skręcanie wewnątrz obrysu profilu płata. Najprościej można taką konstrukcję uzyskać, nanizując żebra na dźwigar będący okrągłą rurą. Rozwiązanie to stosuje się jednak niezmiernie rzadko, gdyż przekrój rury jest zazwyczaj stosunkowo mały, biorąc pod uwagę grubość typowych profili lotniczych. Ogranicza to prędkości, z którymi zaprojektowany w ten sposób samolot może się poruszać. Co gorsza, chcąc zoptymalizować przekrój dźwigara rurowego, należałoby zmieniać przekrój jego ścianek nie tylko wzdłuż rozpiętości, ale i wzdłuż wysokości jego przekroju, tak aby powstały pasy i ścianki. Znacząco

komplikuje to konstrukcję takiego dźwigara, zwłaszcza jeśli dźwigar taki miałby być metalowy. W efekcie tylko samoloty ultralekkie miewają obecnie takie konstrukcje skrzydeł (rys. 12.8).



Rys. 12.4. Struktura dźwigarowa z usztywnieniem zewnętrznym w dwupłacie: a) Farman HF.20, b) Farman MF.7, c) Caudron G.4, d) Breguet XIV (*Musée de l'Air et de l'Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget/Jean-Philippe Lemaire*)



Rys. 12.5. Struktura dźwigarowa z usztywnieniem zewnętrznym w jednopłacie Morane-Saulnier typu H (*Musée de l'Air et de l'Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget/Jean-Philippe Lemaire*)



Rys. 12.6. Struktura dźwigarowa z usztywnieniem zewnętrznym w jednopłacie Boeing P-26 (*The Smithsonian National Air and Space Museum, Waszyngton*)

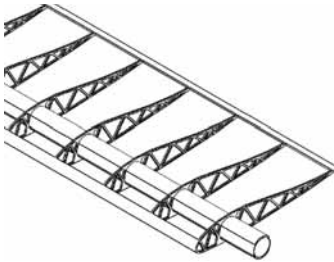
a)



b)

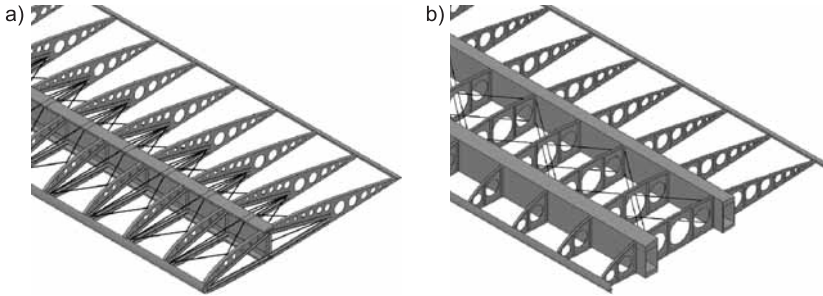


Rys. 12.7. Współczesne zastosowania struktury dźwigarowej z usztywnieniem zewnętrznym: a) ultralek-ki Eipper Quicksilver, b) akrobacyjny Pitts S-2 (*Experimental Aircraft Association, Oshkosh*)



Rys. 12.8. Struktura dźwigarowa z dźwigarem rurowym pracującym na skręcanie w mięśniolocie Gossamer Albatros (*Museum of Flight, Seattle*)

Usztywnienie wewnętrzne może być również linkowe. W konstrukcjach jednodźwigarowych wymaga to zastosowania odpowiednio sztywnych żeber, pomiędzy którymi rozpina się linki usztywniające (rys. 12.9a). W konstrukcjach dwudźwigarowych żebra mogą być delikatniejsze, gdyż linki usztywniające można rozpiąć pomiędzy węzłami połączeń żeber z dźwigarami (rys. 12.9b). Historycznie wynalazcą tego typu konstrukcji skrzydła była firma Fokker, która osiągnęła znaczące sukcesy w trakcie I wojny światowej, redukując dzięki takiemu rozwiązaniu opór samolotów dwupłatowych (rys. 12.11).



Rys. 12.9. Struktura dźwigarowa z usztywnieniem wewnętrznym przy pomocy linek

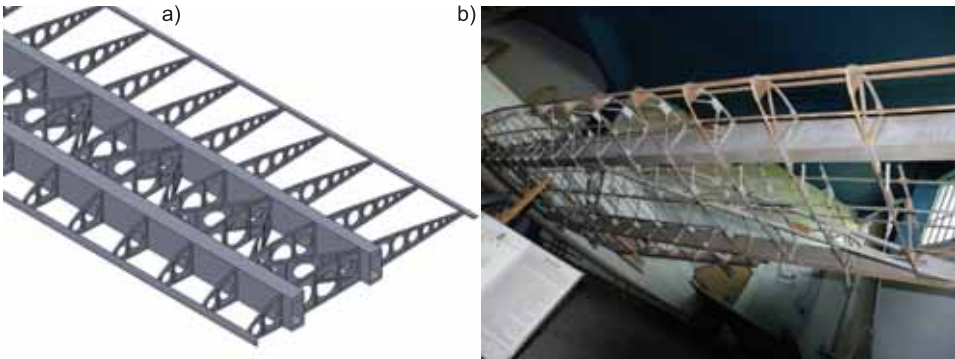


Rys. 12.10. Napinacze linek w samolocie Potez XXV (*Musée de l'Air et de l'Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget*)



Rys. 12.11. Struktura dźwigarowa z usztywnieniem wewnętrznym linkami. Samolot Fokker DVII (*Musée de l'Air et de l'Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget/Jean-Philippe Lemaire*)

Niezależnie od tego, czy linki usztywniające zlokalizowane są wewnątrz, czy na zewnątrz konstrukcji skrzydła samolotu, mają one jedną wspólną wadę. Dla zwiększenia bezpieczeństwa wykonane są z plecionki z drutów stalowych. Pęknięcie jednego z drutów nie powoduje wtedy zerwania się całej linki, a jedynie zmniejszenie jej przekroju. Sprawia jednak, że linki stają się bardzo rozciągliwe. Ich aktualna długość zależy od równowagi pomiędzy siłą naciągu i tarciem pomiędzy drutami. W związku z tym po przekroczeniu pewnego poziomu obciążeń linka wydłuża się trwale, co powoduje rozsztywnienie oraz zmianę geometrii całej konstrukcji. Wymaga to stałej kontroli naciągu linek i częstej regulacji. Niedokładnie przeprowadzona regulacja powoduje z kolei nieplanowane zwichrzenie geometrii płatów. Dodatkowym utrudnieniem jest umieszczenie linek usztywniających wewnątrz obrysu profilu, gdyż wymaga zdjęcia pokrycia w celu dokonania regulacji (rys. 12.10). Z tych więc powodów szybko zaczęto stosować ramowe lub kratownicowe konstrukcje usztywniające, zawierające dodatkowe skośne półzeberka pomiędzy węzłami połączeń dźwigarów i żeber. Taką konstrukcję miały na przykład pierwsze serie samolotu Hawker Hurricane, który zasłynął w bitwie o Wielką Brytanię [140]. Podobną konstrukcję miały też skrzydła pierwszego samolotu zaprojektowanego w Polsce po II wojnie światowej LWD Szpak (rys. 12.12b).



Rys. 12.12. Struktura dźwigarowa z usztywnieniem wewnętrznym rozpórkami (a). Na zdjęciu LWD Szpak (b) (Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie)

Zarówno w przypadku zginania, jak i skręcania, materiał najefektywniej pracuje wtedy, gdy jest umieszczony tuż pod pokryciem samolotu. Materiał znajdujący się blisko szkieletowej profilu jest wykorzystany tylko w nieznacznym stopniu, jest więc niejako marnowany. Ciekawym rozwiązaniem tego problemu było zastosowanie konstrukcji geodezycznej, w której ramowe usztywnienie umieszczane było bezpośrednio pod pokryciem na całej powierzchni skrzydła. Mogło ono zastąpić konwencjonalne żebra, pozwalając na znaczącą redukcję masy samolotu. Konstrukcją taką miał samolot Vickers Armstrong Wellington, który zasłynął niezwykłą odpornością na przestrzelenia (rys. 12.13). Podobnie jak wszystkie wcześniej opisane konstrukcje, konstrukcja

geodetyczna była kryta płótnem, dzięki czemu przestrzelenie pokrycia nie wpływało na sztywność skrzydeł. Jednocześnie konstrukcja ta była równie lekka jak bardziej zaawansowane konstrukcje, wykorzystujące pokrycie do przenoszenia obciążeń, które tym samym były znacznie bardziej wrażliwe. Zdecydowaną wadą konstrukcji geodetycznej była jej ogromna pracochłonność, wynikająca z konieczności przygotowania i znitowania bardzo dużej liczby drobnych elementów. Z tego też względu w bardziej współczesnych samolotach konstrukcje takie stosuje się głównie w płatowcach amatorskich przy założeniu, że twórca samolotu czerpie przyjemność przede wszystkim z wykonywania takiej subtelnej struktury (rys. 12.14). Pojawiła się też jednak możliwość znaczącego obniżenia pracochłonności wykonywania konstrukcji geodetycznych dzięki zastosowaniu struktur integralnych, frezowanych z jednej płyty materiału, bez konieczności łączenia dużej liczby drobnych elementów. Współczesnym ograniczeniem jest więc raczej zastosowanie elastycznego pokrycia płóciennego i wynikające z tego nienajlepsze odwzorowanie geometrii profilu. Można sobie jednak wyobrazić połączenie konstrukcji geodetycznej ze sztywnym pokryciem. Tego rodzaju rozwiązania spotyka się obecnie w konstrukcjach zbiorników rakiet kosmicznych.



Rys. 12.13. Struktura geodetyczna samolotu Vickers Armstrong Wellington (*Brooklands Museum*)



Rys. 12.14. Współczesne zastosowanie struktury geodetycznej w samolocie amatorskim Dakota Hawk

Zdecydowaną wadą wszystkich wczesnych konstrukcji z elastycznym pokryciem było zastosowanie płótna, szybko ulegającego degradacji pod wpływem wilgoci nawet pomimo impregnacji [141–146]. Z tego względu już pod koniec I wojny światowej pojawiły się pierwsze konstrukcje metalowe. Ich stworzenie było jednak sporym wyzwaniem, gdyż nawet stopy aluminium mają znacznie większą gęstość niż drewno i płótno. Skłaniało to wielu konstruktorów do stosowania bardzo cienkiego pokrycia mocowanego do stosunkowo sztywnego szkieletu. Rozwiązanie takie skazane było na niepowodzenie, gdyż nawet stosunkowo sztywne szkielety ulegają jednak odkształceniom, co powodowało wyboczenie cienkiego pokrycia, katastrofalnie wpływając na jego trwałość zmęczeniową. Do tego problemu doszły jeszcze kłopoty z korozją, utrudniając znacząco szybkie upowszechnienie się samolotów metalowych. Problem korozji udało się rozwiązać dzięki platerowaniu blach duraluminiowych czystym aluminium, a potem również dzięki anodowaniu. Pierwszym natomiast rozwiązaniem pozwalającym ominąć szybkie zmęczenie konstrukcji na skutek wyboczenia się pokrycia okazało się zastosowanie blachy falistej (rys. 12.15).



Rys. 12.15. Struktura metalowa z pokryciem z blachy falistej. Samolot Junkers D-1 (*Musée de l’Air et de l’Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget/Jean-Philippe Lemaire*)

W konstrukcji takiej, zastosowanej po raz pierwszy przez Junkersa, na sztywnym szkielecie mocowano arkusze blachy falistej w taki sposób, aby fale układały się mniej więcej wzdłuż kierunku opływu. Pokrycie takie było sztywne w kierunku równoległym do żeber, dzięki czemu nie ulegało wyboczeniu pod wpływem sił ściskających, działających w tym kierunku. Natomiast w kierunku wzdłuż rozpiętości zachowywało się tak jak sprężyna, tzn. ulegało znacznym przemieszcze-

niom bez nadmiernych odkształceń. Niestety, lokalne kierunki przepływu ulegają zmianie w zależności od parametrów lotu, w związku z tym samolot z takim pokryciem miał stosunkowo mały opór tylko przy jednej prędkości. Dla innych prędkości kierunki przepływu nie układały się już idealnie wzdłuż fal pokrycia, co powodowało znaczący wzrost oporu aerodynamicznego. Z tego też względu ten rodzaj konstrukcji skrzydła nie zdobył szerokiej popularności.

Najczęściej spotykany do dzisiaj rodzajem konstrukcji skrzydła jest konstrukcja półskorupowa, w której pokrycie jest odpowiedzialne za przenoszenie części obciążeń, najczęściej momentu skręcającego skrzydło. Bez pokrycia szkielet byłby w tym przypadku niesztynny na skręcanie. W konstrukcjach tego typu istnieje wyraźny podział funkcji pomiędzy pokryciem a szkieletem. Jeśli więc pokrycie przenosi moment skręcający, to momenty gnące i siła tnąca prostopadła do cięciwy przenoszone są przez dźwigary. W przenoszeniu momentu skręcającego uczestniczą również ścianki dźwigarów. Z drugiej strony pokrycie przenosi siłę tnącą równoległą do cięciwy [147, 148].

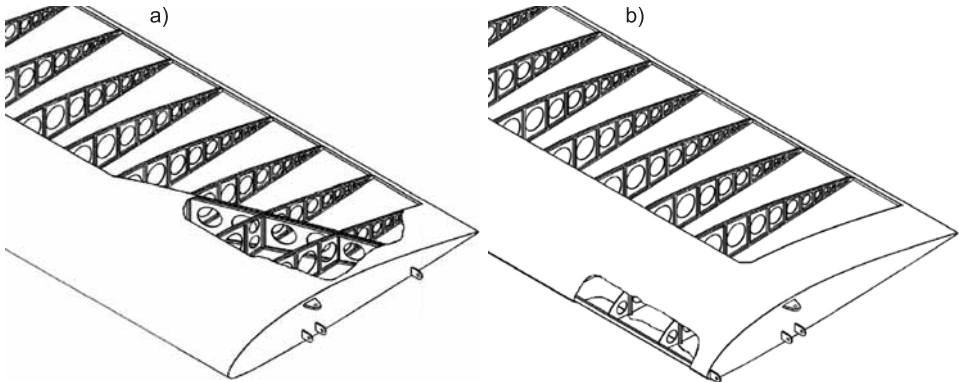
Przykład jednodźwigarowej konstrukcji półskorupowej z jednoobwodowym kesonem przedstawiony jest na rys. 12.16–12.17. Warto zwrócić uwagę na fakt, że część pokrycia przenosząca w tym przykładzie moment skręcający znajduje się blisko krawędzi natarcia. Zwiększa to obciążenia krytyczne wywołujące wyboczenie [149–154], przesuwa środek masy skrzydła do przodu, co zwiększa krytyczną prędkość flatteru [155–189], a ponadto ułatwia przenoszenie dużych nad- i podciśnień występujących w okolicy krawędzi natarcia płata [190–193]. Warto też zwrócić uwagę na fakt, że to właśnie krawędź natarcia jest najbardziej narażona na zderzenia z ciałami obcymi, np. z ptakami [194–195], więc umieszczenie w tym obszarze najmocniejszych elementów konstrukcyjnych jest racjonalne. Podwyższeniu obciążeń krytycznych dla wyboczenia sprzyja również zastosowanie podłużnic zwiększających sztywność pracującej części pokrycia. Począwszy od dźwigara aż do krawędzi spływu skrzydło może być pokryte lekkim materiałem elastycznym, np. płótnem. Konstrukcja taka ma dodatkową zaletę aerodynamiczną w porównaniu z poprzednimi typami konstrukcji polegającą na tym, że sztywne i gładkie pokrycie krawędzi natarcia pozwala na bardzo dobre zachowanie geometrii profilu aerodynamicznego w najważniejszym z punktu widzenia aerodynamiki miejscu.



Rys. 12.16. Struktura półskorupowa, jednodźwigarowa z kesonem jednoobwodowym

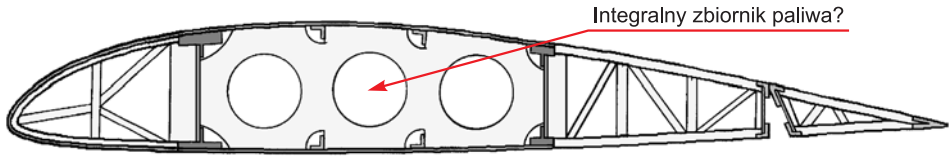


Rys. 12.17. Struktura półskorupowa, jednodźwigarowa z kesonem jednoobwodowym samolotu PZL-110 Koliber. Widoczna różnica pól przekrojów pasów dźwigara: a) przy kadłubie i b) przy końcówce



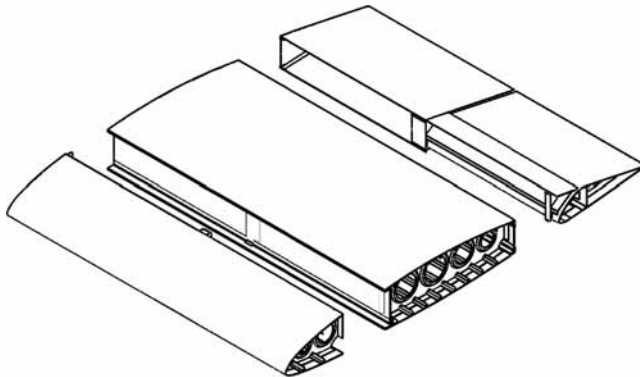
Rys. 12.18. Mocowanie skrzydła półskorupowego jednodźwigarowego do kadłuba: a) z wykorzystaniem dźwigarka pomocniczego, b) z wykorzystaniem podłużnicy na krawędzi natarcia

Pewnym problemem jednodźwigarowych konstrukcji półskorupowych jest połączenie skrzydła z kadłubem, które powinno być realizowane w co najmniej trzech punktach (rys. 12.18). Tymczasem pojedynczy dźwigar ma tylko dwa pasy, do których można zamocować okucia. Problem ten można rozwiązać, stosując dodatkowy dźwigarek pomocniczy biegnący skośnie od dźwigara głównego do tylnych okuć [196]. Dźwigarek ten działa podobnie jak zastrzał [139], tyle że w płaszczyźnie cięciw. Keson poza zasięgiem dźwigarka pomocniczego musi w tym przypadku przenosić moment gnący działający w płaszczyźnie równoległej do cięciwy. Można też dodatkowo wzmocnić krawędź natarcia dodatkową ścianką lub mocną podłużnicą, do której zamocowane jest trzecie okucie.



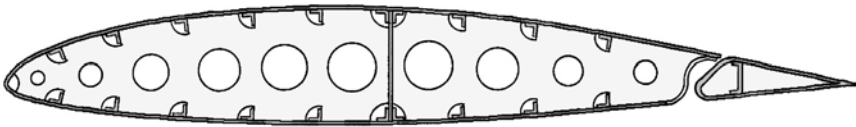
Rys. 12.19. Struktura półskorupowa, dwudźwigarowa, z jednoobwodowym kesonem

W samolotach podlegających większym obciążeniom stosuje się zazwyczaj konstrukcję półskorupową, dwudźwigarową (rys. 12.19). W konstrukcji takiej główny keson przenoszący skręcanie znajduje się zazwyczaj pomiędzy dźwigarami. Górne i dolne pokrycie przenosi wówczas moment skręcający skrzydło oraz siłę tnącą równoległą do cięciwy. W przenoszeniu momentu skręcającego uczestniczą również ścianki obydwu dźwigarów. Noskowa część profilu pokryta jest zazwyczaj sztywnym pokryciem, ale nie zawsze przenosi obciążenia wzdłuż rozpiętości skrzydła. W wielu przypadkach jest ona tylko odejmowaną owiewką dla wyposażenia skrzydła zamontowanego przed przednim dźwigarem. Często w tym właśnie miejscu znajdują się instalacje elektryczne, odladzające oraz napędy slotów. Część ta, co prawda demontowalna, musi jednak być wytrzymała i pewnie zamocowana do kesonu, aby możliwe było przeniesienie dużych sił ciśnieniowych działających na krawędź natarcia, na dźwigar i keson skrzydła [190–193]. Keson można dodatkowo wykorzystać jako integralny zbiornik paliwa (rys. 12.19). W tym celu wszystkie połączenia pomiędzy ściankami, pasami dźwigara i pokryciem muszą być uszczelnione. Z drugiej strony w żebrach muszą się znajdować otwory umożliwiające spływanie paliwa wzdłuż rozpiętości. Bez nich w kesonie gromadziłyby się znaczne ilości paliwa niezużywanego. Tylna część konstrukcji skrzydła może być pokryta materiałem elastycznym, jednakże musi być na tyle wytrzymała, aby wspierać elementy mechanizacji występujące na krawędzi spływu płata. Z tego względu bardzo często pojawia się podział konstrukcyjno-technologiczny na keson, krawędź natarcia i krawędź spływu skrzydła (rys. 12.20).



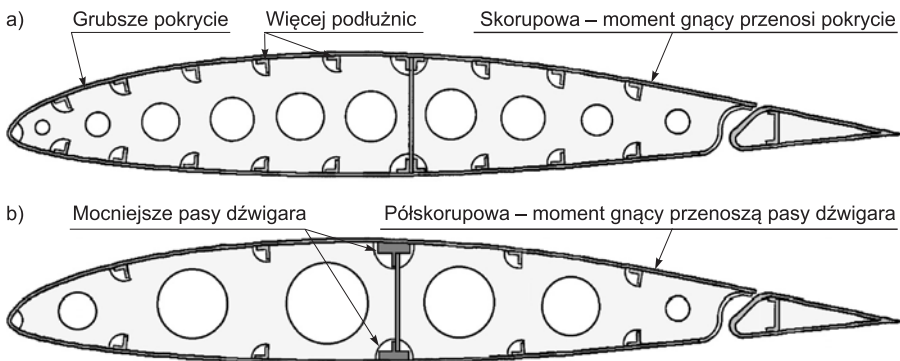
Rys. 12.20. Podział struktury skrzydła na grupy konstrukcyjne

Najbardziej zaawansowanym rodzajem konstrukcji skrzydła jest konstrukcja skorupowa (rys. 12.21). Stosuje się ją zazwyczaj w tych przypadkach, gdy przenoszenie momentu gnącego wymagałoby zastosowania pasów o ekstremalnie dużych przekrojach. W konstrukcjach takich zakłada się, że niemal wszystkie obciążenia przenoszone są przez pokrycie. Jest to założenie o tyle racjonalne, że materiał jest najlepiej wykorzystany wtedy, gdy znajduje się możliwie daleko od płaszczyzny obojętnej przy zginaniu. Pokrycie jest tym elementem, który znajduje się najdalej. Musi ono wtedy być odpowiednio pogrubione i usztywnione dodatkowymi podłużnicami. Często podłużnice te trzeba instalować tak gęsto, że bardziej opłaca się stosować blachę falistą podpierającą pokrycie od wewnątrz.



Rys. 12.21. Struktura skorupowa, jednoobwodowa (lub dwuobwodowa, jeśli wykroje w części spływowej są odpowiednio wzmocnione)

Porównując konstrukcje skorupowe i półskorupowe można zauważyć, że te pierwsze mają zazwyczaj grubsze pokrycie i gęściej rozmieszczone podłużnice, ale nie mają dźwigara z wyróżniającymi się pod względem wymiarów przekroju pasami (rys. 12.22). Zazwyczaj ścianki łączą się w tym przypadku ze standardowymi podłużnicami. Inną widoczną różnicą jest sposób mocowania skrzydła do reszty konstrukcji samolotu. W konstrukcji półskorupowej występują dźwigary, mogą więc być do ich pasów zainstalowane okucia (rys. 12.24). W konstrukcji skorupowej pasów dźwigarów zazwyczaj nie ma, a moment gnący przenoszony jest przez ściskanie i rozciąganie szerokich pasów pokrycia. W związku z tym zamiast punktowych okuć stosuje się tzw. połączenie kołnierzowe, w którym pokrycia dwu elementów połączone są szeregiem sworzni lub rozciąganych śrub rozmieszczonych wzdłuż krawędzi połączenia (rys. 12.23).



Rys. 12.22. Różnica między strukturami: a) skorupową i b) półskorupową

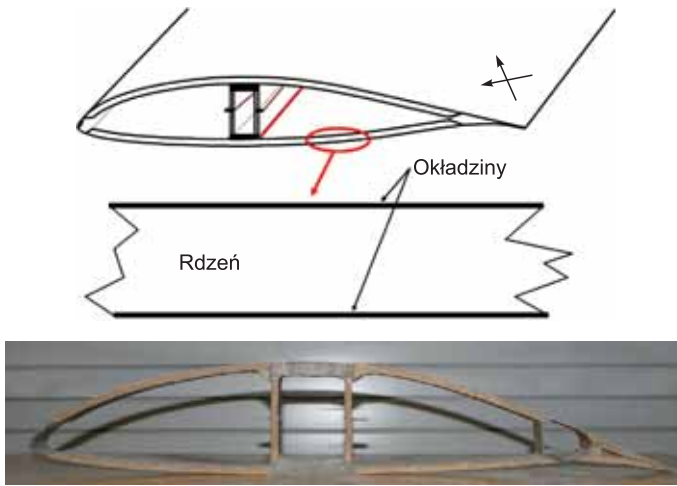


Rys. 12.23. Mocowanie kołnierzowe skrzydła skorupowego. Samolot Airspeed Ambassador (*Imperial War Museum, Duxford*)

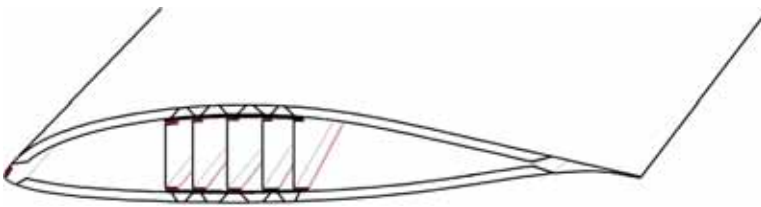


Rys. 12.24. Mocowanie skrzydła półskorupowego za pośrednictwem okuć na końcach dźwigarów. Samolot Avro Shackleton (*Imperial War Museum, Duxford*)

Ciekawym przypadkiem są tu konstrukcje skrzydeł szybowców, które mają zazwyczaj dźwigar, ale również bardzo grube pokrycia przekładkowe (rys. 12.25), trudno więc od razu zakwalifikować je do jednego z wymienionych typów konstrukcji. Pokrycie przekładkowe to struktura składająca się zazwyczaj z dwóch cienkich okładzin połączonych za pośrednictwem grubego, lecz bardzo lekkiego wypełniacza. W pierwszych strukturach tego typu funkcje okładzin często spełniała sklejka, a wypełniacza drewno balsa [197]. Obecnie częste są przypadki, w których okładziny wykonane są z blachy duralowej, a wypełniacz ma postać komórkową, oraz przypadki, gdy okładziny są laminarnymi (warstwowymi) strukturami kompozytowymi, a wypełniacz jest pianką z tworzywa sztucznego. Struktura taka jest nadzwyczaj lekka i tak sztywna, że często nie trzeba już stosować żeber w celu zachowania profilu.

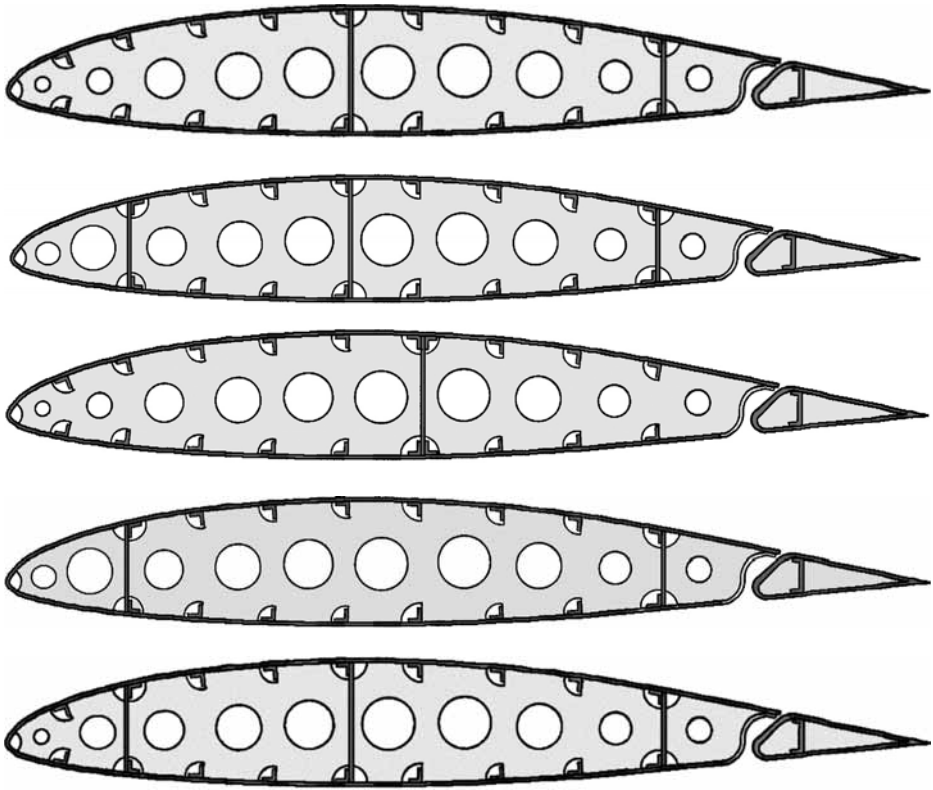


Rys. 12.25. Struktura półskorupowa z pokryciem przekładkowym



Rys. 12.26. Struktura skorupowa z pokryciem przekładkowym

Dzięki szeroko rozstawionym okładzinom, usztywnionym przy pomocy wypełniacza, może również przenosić zginanie. W konstrukcjach kompozytowych z dźwigarem najczęściej jednak tkaniny tworzące okładziny pokrycia przekładkowego ułożone są w większości pod kątem 45° względem rozpiętości. Oznacza to, że nie mogą one przenosić zginania w tym kierunku. Może to natomiast robić dźwigar, w którym występują pasy zawierające zbrojenie ułożone wzdłuż rozpiętości. Z tego punktu widzenia konstrukcję taką można zakwalifikować jako półskorupową, gdyż funkcje wytrzymałościowe dźwigara i pokrycia są jasno od siebie odróżnione. Ciekawą jest jednak to, że kompozytowe skrzydło skorupowe (rys. 12.26 i 18.13) tylko bardzo nieznacznie różni się będzie od półskorupowego (rys. 12.25 i 18.15) [198]. Wystarczy bowiem z konstrukcji usunąć dźwigar, zastępując go kilkoma cienkimi pionowymi ściankami, a w strukturze okładzin zastosować odpowiednio dużo zbrojenia w postaci tkanin jednokierunkowych ułożonych wzdłuż rozpiętości. W tym przypadku pokrycie przekładkowe będzie mogło przenosić ściskanie i rozciąganie wynikające z momentu gnącego skrzydło, a siłę tnącą przenosić będą wspomniane cienkie ścianki. Ścianek takich w konstrukcji skorupowej może być wiele.



Rys. 12.27. Wieloobwodowe skorupowe struktury przekładkowe

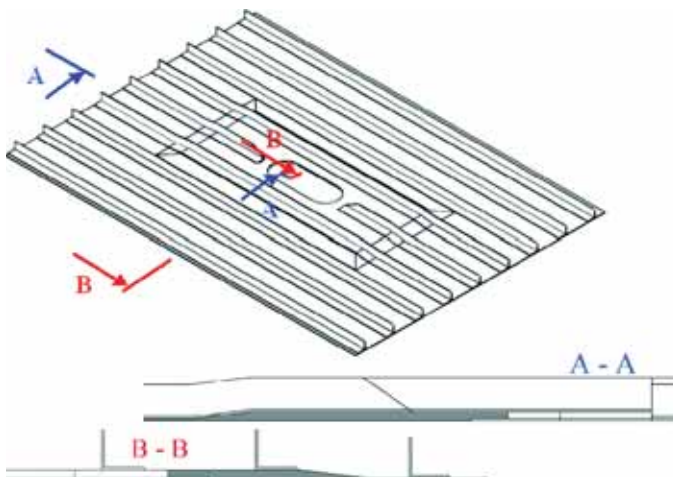
Dzieli one obwód porcyia pracujący na skręcanie na kilka mniejszych obwodów, dzięki czemu sztywność skrzydła na skręcanie rośnie. Z tego punktu widzenia konstrukcje skorupowe można podzielić na jedno-, dwu- i wieloobwodowe (rys. 12.27). Należy jednak pamiętać, że struktura cienkościenna przenosi moment skręcający tylko wtedy, gdy jej obwód jest zamknięty. Brak jednej ścianki, otwierający obwód, powoduje utratę możliwości przenoszenia momentu skręcającego. W związku z tym obwód, w którym znajdują się obszerne wykroje, np. na zamocowania i napędy mechanizacji, nie może już przenosić momentu skręcającego. Moment skręcający może również wywoływać wyboczenie powłoki pokrycia, w związku z tym te obwody, które nie mają stosownych usztywnień lub są demontowalne, nie mogą być wykorzystywane do przenoszenia momentu skręcającego. Wykorzystanie obwodu demontowalnego do przenoszenia obciążeń wymaga zastosowania połączenia zapewniającego możliwość przenoszenia naprężeń tnących. Z kolei przenoszenie obciążeń przez obwody z wykrojami jest możliwe po zastosowaniu odpowiednich usztywnień wokół krawędzi otworu.

12.4. Wykroje

Jak już wspomniano, zamknięty keson dwudźwigarowego skrzydła półskorupowego można wykorzystać na integralny zbiornik paliwa. Zbiornik taki musi być szczelny, a ponieważ uszczelniacz ulega degradacji, musi więc być nakładany co pewien czas na wewnętrzne połączenia kesonu. W jaki jednak sposób można wewnątrz kesonu umieścić uszczelniacz i paliwo, skoro obwód tego kesonu ma być zamknięty w celu przenoszenia momentu skręcającego? Można tego dokonać, stosując niewielkie wykroje o odpowiednio usztywnionych krawędziach (rys. 12.28).



Rys. 12.28. Wykroje dostępne w kesonie z integralnym zbiornikiem paliwa. Boeing 747 (*Musée de l'Air et de l'Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget*)



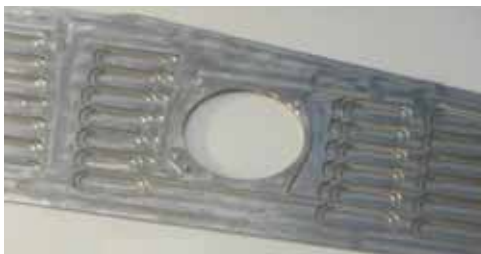
Rys. 12.29. Wzmocnienie niewielkich wykrojów dostępowych

Najprościej rzecz ujmując, usztywnienie takie polega na pogrubieniu pokrycia wokół wykroju i/lub zamontowaniu wokół niego zamkniętej ramy (rys. 12.29). Pogrubienie takie może być zrealizowane poprzez przynitowanie wokół otworu dodatkowych warstw blachy (tzw. dublerów, rys. 12.30) lub zastosowanie pokrycia integralnego (rys. 12.31). W tym przypadku integralność oznacza, że pokrycie nie ma stałej grubości, lecz ma wyfrezowane lub wytrawione obszary w celu obniżenia masy całości i wzmocnienia w wyznaczonych miejscach. Wymiary pogrubionych ramek wokół otworów powinny być takie, aby pod wpływem obciążenia pokrycie z wykresem nie reagowało na jego obecność.

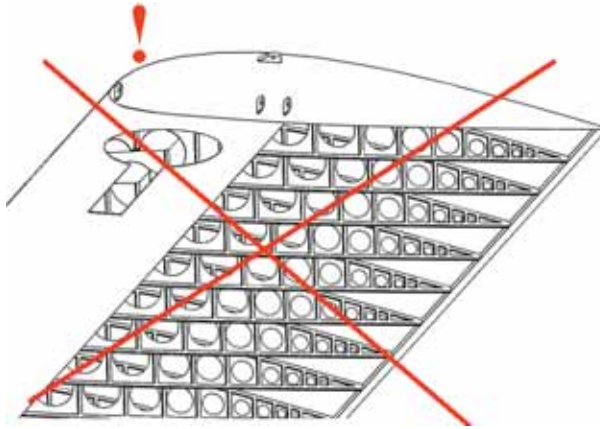
Problem komplikuje się jednak, gdy wykrój musi być obszerny, a jest zlokalizowany w wysokoobciążonym miejscu. Typowym przykładem jest tu wykrój na chowane podwozie, wykonany w kesonie skrzydła przy kadłubie (rys. 12.32). Takiego wykroju nie da się łatwo zabezpieczyć poprzez pogrubienie pokrycia przy krawędziach. Wygodnym rozwiązaniem tego problemu jest jego ominięcie poprzez zastosowanie takiej geometrii i kinematyki podwozia, aby nie było potrzeby wykonywania wykroju w kesonie. W wielu samolotach dokonano tego poprzez poszerzenie płata przy kadłubie i umieszczenie podwozia przed przednim lub za tylnym dźwigarem (rys. 12.33 i 12.34). Rozwiązanie to znane jest ze słynnego samolotu North American P-51 Mustang. Stosowane jest również w niemal wszystkich współczesnych samolotach pasażerskich. Rozwiązanie to jest na tyle dobre, że warto nawet czasami zmniejszyć pole przekroju kesonu w celu pomieszczenia za nim lub przed nim podwozia, byleby tylko nie robić w kesonie dużego wykroju. W pierwszym bowiem przypadku sztywność na skręcanie zmniejsza się o kilka do kilkunastu procent, w drugim można ją utracić całkowicie lub trzeba dodać dodatkowe elementy zwiększające masę.



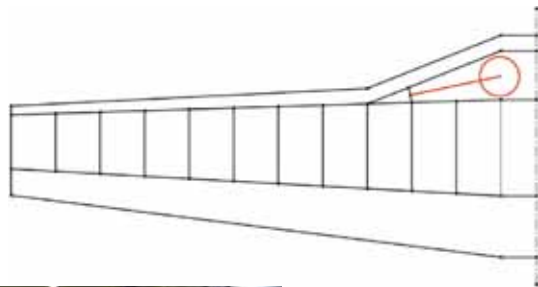
Rys. 12.30. Wzmocnienie niewielkich wykrojów dostępowych – przynitowanymi dublerami



Rys. 12.31. Integralne wzmocnienie niewielkich wykrojów dostępowych



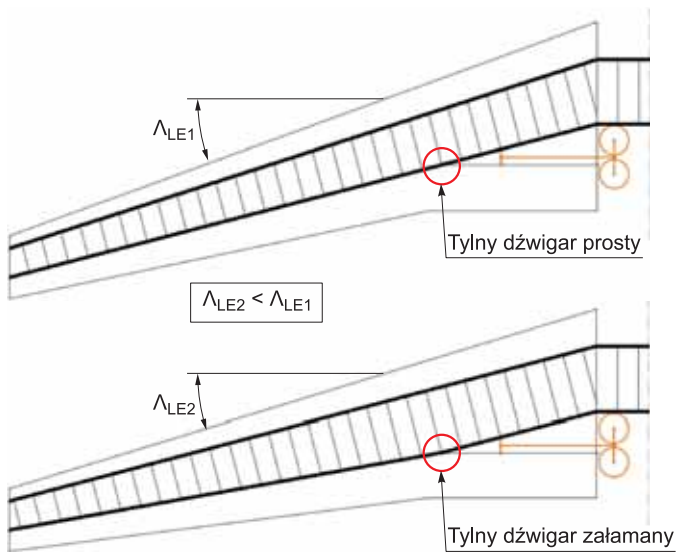
Rys. 12.32. Nieprawidłowy, duży wykrój w kesonie skrzydła



Rys. 12.33. Prawidłowo zaprojektowane wykroje nienaruszające integralności kesonu skrzydła; North American P-51D Mustang (*Musée de l'Air et de l'Espace – Aéroport de Paris -Le Bourget*)

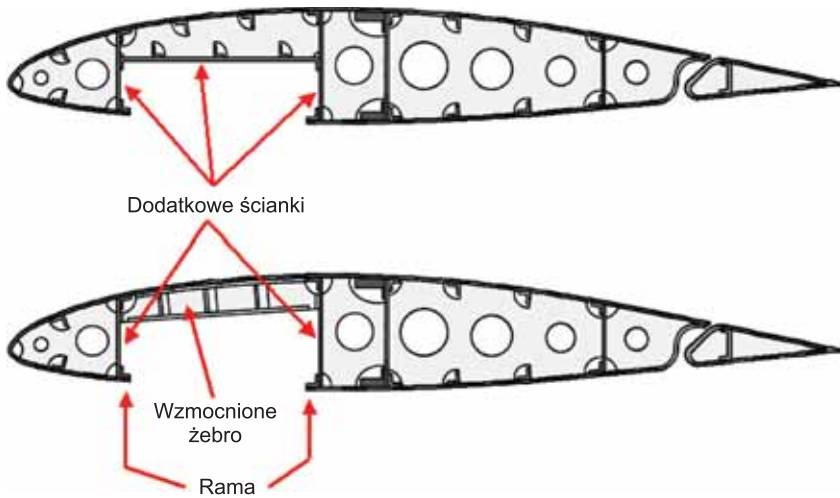
Jeśli nie da się uniknąć wykonania dużego wykroju w kesonie, to konieczne jest dodanie dodatkowych elementów konstrukcyjnych zwiększających jego

szttywność. Najbardziej efektywnym sposobem jest tu wstawienie dodatkowych ścianek (rys. 12.35 i 12.36). Dzięki temu można domknąć przekrój otwarty przez wykrój, dzięki czemu może on znowu przenosić moment skręcający, choć mniejszy niż przed wykonaniem wykroju. Można też zastąpić jeden duży przekrój zamknięty kilkoma mniejszymi, dzięki czemu sztywność kesonu bez wykroju i kesonu z wykrojem i dodatkowymi ściankami mogą być zbliżone.



Rys. 12.34. Prawidłowo zaprojektowane wykroje nienaruszające integralności kesonu skrzydła. W dolnym przykładzie, ze względu na mniejszy skos, zastosowano załamany tylny dźwigar w celu zmieszczenia za nim komory podwozia

Można też, podobnie jak w przypadku małych wykrojów, wzmocnić krawędź dużego wykroju ramą i ewentualnie dodatkowymi żebrami. Trzeba jednak pamiętać, że im większy jest wykrój, tym większa jest masa ramy i innych elementów dodatkowych wzmocniających wykrój. Skrajnym przykładem może tu być samolot PZL-37 Łoś, który miał skrzydło o konstrukcji skorupowej [199, 200]. W centropłacie tego skrzydła cały dolny panel pokrycia pomiędzy ściankami musiał zostać usunięty, aby umożliwić instalację drzwi do komory bombowej. Został on zastąpiony spawaną ramą z kątowników stalowych o stosunkowo dużym przekroju. Rozwiązanie to było stosunkowo ciężkie, ale niezbędne w celu umieszczenia komór bombowych w skrzydłach, dzięki czemu udało się zastosować kadłub o bardzo małym przekroju i zminimalizować opór aerodynamiczny.



Rys. 12.35. Metody wzmacniania wykroju, gdy nie da się uniknąć dużego przerwania ciągłości pokrycia kesonu



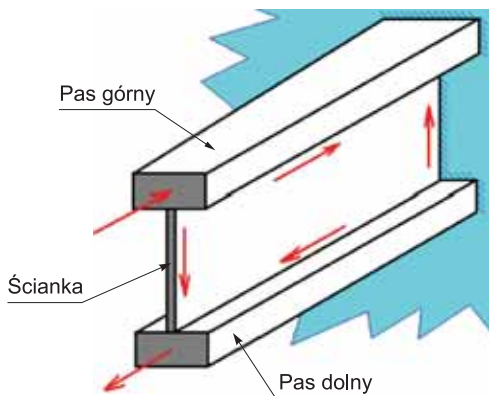
Rys. 12.36. Ścianki otaczające wykrój chowanego podwozia. Dewoitine 520 (*Musée de l'Air et de l'Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget*)

12.5. Konstrukcja dźwigara

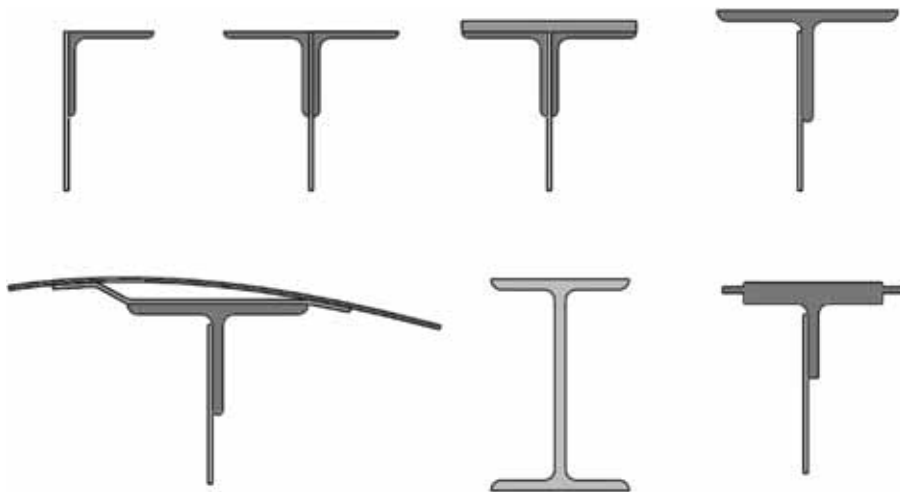
W niemal każdym rodzaju konstrukcji skrzydła, z wyjątkiem konstrukcji skorupowych, występuje dźwigar (rys. 12.37). Jak już powyżej wspomniano, dźwigar jest belką przenoszącą moment gnący i siły tnące. W jego konstrukcji da się wyróżnić pasy, ściankę (rys. 12.38) i elementy dodatkowe. Pasy poprzez ściskanie i rozciąganie tworzą

parę sił równoważących moment gnący. Ścianka przenosi siły tnące wywołane siłą nośną i momentem skręcającym skrzydło. Wśród elementów dodatkowych wyróżnić można okucia, pozwalające na połączenie skrzydła z kadłubem, elementy usztywniające ściankę oraz dodatkowe elementy pozwalające na wprowadzanie sił skupionych.

Istnieje wiele rozwiązań konstrukcyjnych dźwigarów. Najkrócej można je podzielić na kratownicowe, belkowe i skrzynkowe [36, 147, 201–209].



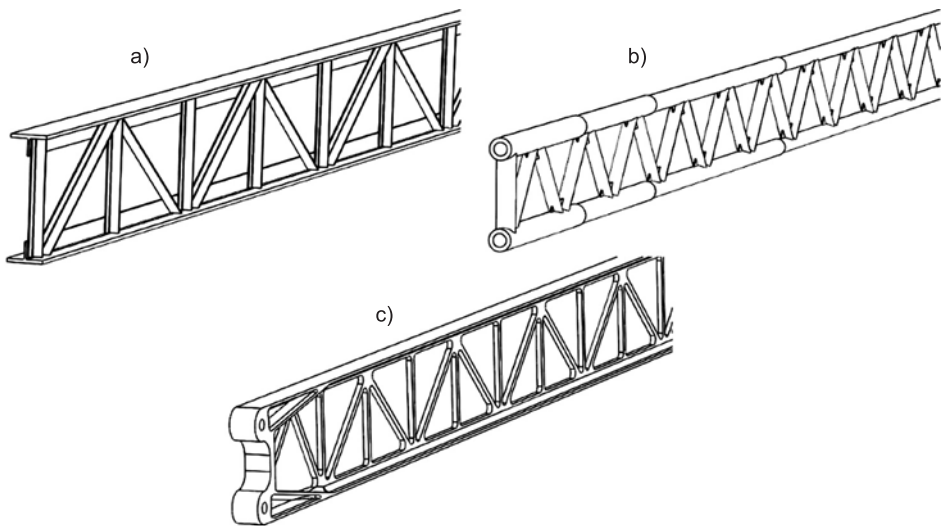
Rys. 12.37. Schemat pracy dźwigara



Rys. 12.38. Przykładowe rozwiązania połączenia pasa dźwigara metalowego ze ścianką

W konstrukcjach kratownicowych ścianka jest zastąpiona kratownicą (rys. 12.39). Kratownica ta może powstać poprzez znitowanie kształtowników, pospawanie rur stalowych lub wyfrezowanie z jednej płyty materiału. Pierwsze rozwiązanie, co prawda bardzo pracochłonne, bardzo dobrze nadaje się do wykonywania dźwigarów

kratownicowych ze stopów lekkich. Odstopniowanie przekroju pasa w celu zmniejszenia jego masy najprościej można zrealizować, wykonując pasy z kątownika przy końcówce, z dwóch kątowników w połowie rozpiętości oraz z dwóch kątowników z dodatkową nakładką przy kadłubie. W przypadku dźwigarów spawanych z rur stalowych ten sam efekt można osiągnąć, wsuwając w siebie teleskopowo kolejne rury o coraz mniejszej średnicy i spawając je na końcach. W bardziej zaawansowanych konstrukcjach pasy dźwigarów są frezowane tak, aby miały optymalny rozkład pola przekroju wzdłuż rozpiętości. Dysponując odpowiednią frezarką, można też wykonać kompletny dźwigar kratownicowy razem z okuciami głównymi i elementami pozwalającymi na wprowadzanie sił skupionych.

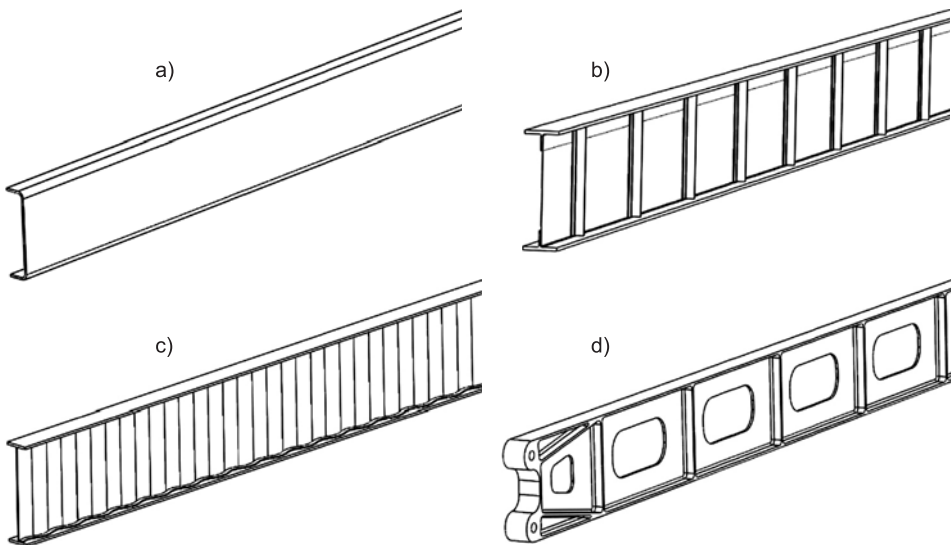


Rys. 12.39. Przykłady dźwigarów kratownicowych: a) nitowany, b) spawany z rur stalowych, c) integralny

Wszystkie dźwigary kratownicowe mają wspólną wadę polegającą na tym, że składają się z prętów. Pręty natomiast stosunkowo łatwo ulegają wyboczeniu i, co gorsza, tracą możliwość przenoszenia obciążeń po wyboczeniu [149–154]. Wada ta w mniejszym stopniu występuje w dźwigarach belkowych (rys. 12.40), w których ścianka jest z punktu widzenia wytrzymałości materiału płaską płytą. Tymczasem płyty i powłoki, po wyboczeniu, nadal są w stanie przenosić obciążenia [149–154, 210], choć sztywność wyboconej płyty jest zredukowana. Zagrożenie wybočeniami w mniejszym stopniu dotyczy również ściskanego pasa dźwigara, który jest utwierdzony wzdłuż całej swojej długości, zarówno dzięki pokryciu, jak i prostopadłej do niego ściance. Z tego względu dźwigary belkowe są stosowane znacznie częściej od dźwigarów kratownicowych.

Siłę krytyczną niezbędną do wyboczenia ścianki można zwiększyć poprzez podzielenie jej na mniejsze segmenty za pomocą dodatkowych przynitowanych kształtowników lub „przetłoczeń”. Można też pogrubić ściankę ponad wymiar wymagany ze względu na jej wytrzymałość. Oznacza to jednak wzrost masy. Jest to więc metoda stosowana zazwyczaj wtedy, gdy zapewnia jakieś inne zalety, na przykład technologiczne. W szczególności dźwigarki pomocnicze, zamykające kesony od strony krawędzi spływu, często wykonywane są w postaci ceownika wygiętego z paska blachy o stałej grubości.

Zarówno dźwigary kratownicowe, jak i belkowe mają przekrój otwarty, nie mogą więc efektywnie przenosić momentu skręcającego. Mogą go przenosić dźwigary skrzynkowe (rys. 12.41), które posiadają dwie ścianki przymocowane do krawędzi pasów. Dodatkową zaletą jest tu możliwość zastosowania szerszych pasów o mniejszej grubości. Zarówno w przypadku dźwigarów kratownicowych, jak i belkowych, transmisja obciążeń pomiędzy pasem i ścianką jest bardziej efektywna, gdy pasy mają szerokość niewiele większą od grubości. Ma to szczególne znaczenie w przypadku dźwigarów kompozytowych, w których transmisja obciążeń w kierunku prostopadłym do zbrojenia odbywa się za pośrednictwem znacznie bardziej elastycznego spoiwa. W praktyce proporcje szerokości do grubości przekroju pasów kompozytowych połączonych pojedynczą ścianką nie powinny być większe niż 5:1. W przypadku dźwigarów skrzynkowych proporcja ta może być znacznie większa, gdyż pas podparty jest ściankami w dwóch miejscach.

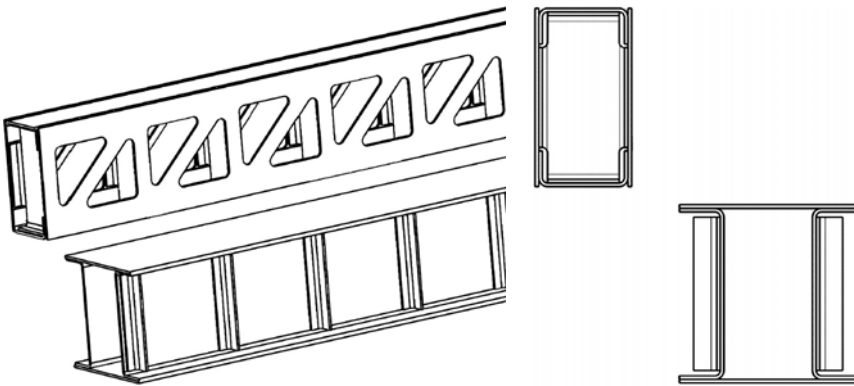


Rys. 12.40. Przykłady dźwigarów belkowych: a) gięty, b) nitowany ze ścianką płaską, c) nitowany ze ścianką z blachy falistej, d) integralny

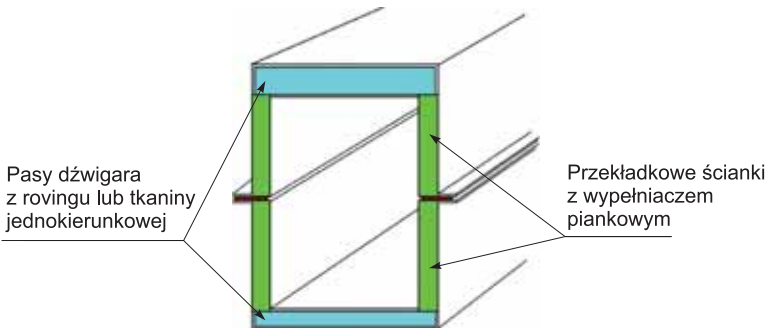
W przypadku konstrukcji metalowych zdecydowaną wadą dźwigarów skrzynkowych jest skomplikowany montaż. Zakładając, że pasy wykonane są z ceownika, do którego boków mają być przynitowane płaskie ścianki, otrzymujemy konstrukcję, w której nie da się przynitować drugiej ścianki. Nitowanie bowiem nitami o dużej wytrzymałości wymaga dostępu do obydwu stron połączenia. Nity „jednostronne” są zazwyczaj znacznie delikatniejsze i nie umacniają poprzez rozpęczanie otworów, w których są zakute. Nie nadają się więc do łączenia odpowiedzialnych elementów. W związku z tym w ściankach tak zaprojektowanego dźwigara muszą znajdować się wykroje dostępne umożliwiające przynitowanie drugiej ścianki. Otwory te z kolei muszą mieć usztywnione krawędzie w celu zachowania zdolności do przenoszenia naprężeń tnących wynikających ze skręcania. Innym rozwiązaniem może być wykonanie ścianek z ceowników, a pasów z płaskownika. W tym przypadku dostęp do nitów jest dogodny z obydwu stron. Jednakże nity te zlokalizowane są dalej od płaszczyzny obojętnej dźwigara, muszą więc przenosić większe obciążenia. Wady tej nie mają skrzynkowe dźwigary kompozytowe, które można wykonać w postaci dwóch symetrycznych połówek: górnej i dolnej, wyposażonych w półki, pozwalające na sklejenie ich w płaszczyźnie obojętnej dźwigara (rys. 12.42). Tym razem wadą okazuje się ograniczona dokładność wysokości tak zaprojektowanego dźwigara, która zmusza do stosowania grubych połączeń klejowych, podczas gdy połączenia takie najlepiej przenoszą obciążenia, gdy warstwa kleju jest możliwie cienka (zob. rys. 18.13).

W przypadku dźwigarów kompozytowych warto zwrócić uwagę na pułapkę, jaka tkwi w możliwości stosowania różnych rodzajów zbrojenia (rys. 12.43). Naprężenia rozciągające i ściskające w zginanej jednorodnej belce są największe tuż przy górnej i dolnej powierzchni belki. Wydawać by się więc mogło, że właśnie w tym miejscu należy zastosować zbrojenie o największej wytrzymałości. Bliżej płaszczyzny obojętnej, gdzie naprężenia są mniejsze, można by wtedy zastosować zbrojenie o mniejszej wytrzymałości, co pozwoliłoby np. na obniżenie kosztów produkcji dźwigara. Skłania to do rozważania konstrukcji, w których zewnętrzne warstwy pasów zawierają zbrojenie z włókna węglowego, a wewnętrzne z włókna szklanego. Koncepcja ta jest jednak całkowicie błędna i może prowadzić do katastrofalnych skutków. Należy bowiem pamiętać, że naprężenia są pojęciem abstrakcyjnym, wprowadzonym w celu ułatwienia analizy wytrzymałości konstrukcji. Rzeczywistym, dającym się zaobserwować powodem niszczenia konstrukcji są jej odkształcenia. Odkształcenia wiążą się zaś ze sztywnością danego materiału. Analizując elementarny wycinek przekroju pasa, zawierający część ze zbrojeniem węglowym i część ze zbrojeniem szklanym, stwierdzić musimy, że obydwie części wycinka mają takie samo odkształcenie pod wpływem obciążeń normalnych. W przeciwnym razie obydwie części ślizgałyby się po sobie, co uniemożliwiłoby przenoszenie obciążeń pomiędzy nimi. Skoro więc odkształcenia obydwu części są takie same, to naprężenia będą większe w tej części wycinka, która wykonana jest z materiału sztywniejszego, co wynika z porównania charakterystyk naprę-

żeń od odkształceń materiałów o różnych sztywnościach. Wynika z tego dalej, że w belkach zawierających różne materiały poziom naprężeń zależy nie tylko od odległości od płaszczyzny obojętnej, ale również od proporcji pomiędzy sztywnościami poszczególnych materiałów. W rozważanym przypadku włókno węglowe ma znacznie większą sztywność niż włókno szklane. Naprężenia w warstwach węglowych będą więc znacznie większe niżby to wynikało z samej tylko odległości od płaszczyzny obojętnej. Niestety, włókno węglowe osiąga przy tym swoją wytrzymałość doraźną przy znacznie mniejszych odkształceniach niż włókno szklane.



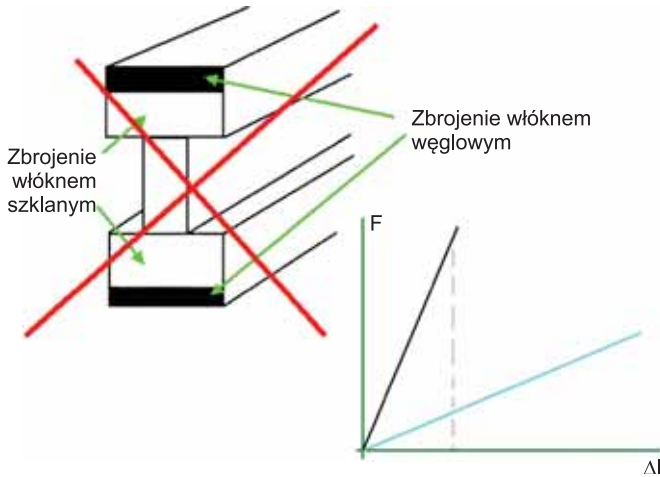
Rys. 12.41. Przykłady nitowanych dźwigarów skrzynkowych. Widoczne różne rozwiązania dostępu do nitów



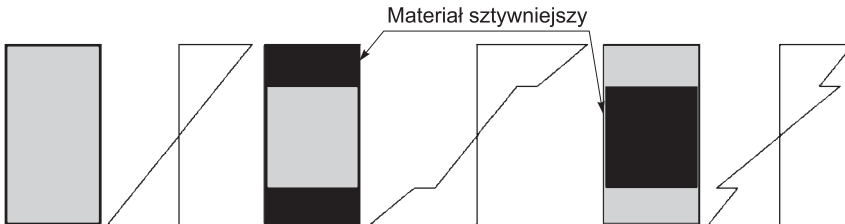
Rys. 12.42. Kompozytowy, klejony dźwigar skrzynkowy

Stosując więc opisaną powyżej kombinację materiałów, można doprowadzić do sytuacji, w której warstwy zbrojone włóknem węglowym przekraczają swoją wytrzymałość doraźną, podczas gdy warstwy zbrojone włóknem szklanym obciążone są w niewielkim zaledwie stopniu. Spowoduje to zniszczenie warstw zbrojonych włóknem węglowym i skokowy wzrost obciążenia warstw zbrojonych włóknem szklanym. W tzw. konstrukcjach hybrydowych stosuje się więc raczej odwrotną

kombinację materiałów (rys. 12.44), w której włókna węglowe znajdują się pomiędzy warstwami kompozytu zbrojonymi włóknem szklanym [118]. Można dzięki temu uzyskać bardziej równomierny rozkład naprężeń w przekroju zginanej belki.



Rys. 12.43. Jeżeli sztywniejszy materiał jest zastosowany w zewnętrznych warstwach pasów dźwigara, to naprężenia na granicy materiałów skokowo rosną i są znacznie większe w materiale sztywniejszym, co jest niebezpieczne

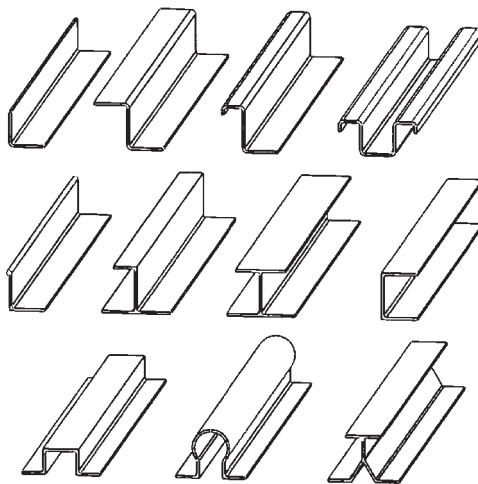


Rys. 12.44. Jeżeli sztywniejszy materiał jest zastosowany wewnątrz belki, to naprężenia na granicy materiałów zmieniają się skokowo, ale naprężenia maksymalne mogą być mniejsze niż dopuszczalne, a jednocześnie większa część pola przekroju belki przenosi obciążenia, dzięki czemu mogą one być większe z zachowaniem akceptowalnego poziomu bezpieczeństwa

12.6. Podłużnice

Zasadniczą rolą podłużnic jest usztywnianie pokrycia. Jest to możliwe dzięki temu, że dodanie materiału z dala od powierzchni obojętnej pokrycia zwiększa moment bezwładności jego przekroju. Umożliwia to podwyższenie obciążeń krytycznych pokrycia ze względu na wyoboczenie. Nie jest jednak obojętne, jaki przekrój mają przymocowane do niego podłużnice (rys. 12.45). Posiadając swobodną krawędź, mogą one bowiem ulegać wyoboczeniu lokalnemu [149–154]. W związku z tym najprostsze podłużnice w postaci

kątownika stosuje się tylko w konstrukcjach niezbyt silnie obciążonych. Są one wtedy również rozmieszczone stosunkowo rzadko. W konstrukcjach bardziej obciążonych należy stosować podłużnice o większym momencie bezwładności przekroju, to znaczy takie, których swobodna krawędź zawiera więcej materiału. Stosując profile wyciskane do wytwarzania podłużnic można wykorzystać kształtownik taki, który ma lokalnie pogrubiony przekrój po stronie przeznaczony na krawędź swobodną. Przy wykorzystaniu profili giętych popularnością cieszą się przekroje o kształcie zetowników lub o kształcie litery Ω . Profile o przekroju ceownika nie są popularne ze względu na trudny dostęp do zakuwanej strony nitu. Z tego samego powodu w przypadku stosowania dwuteowników swobodna strona ma zazwyczaj znacznie mniejszą szerokość niż ta przeznaczona do połączenia z pokryciem. Kuszące jest stosowanie tzw. omegówek, gdyż po przynitowaniu do pokrycia tworzą one przekrój zamknięty, dzięki czemu są najbardziej odporne na wyboczenie, a do tego zwiększają wytrzymałość skrzydła na skręcanie. Pamiętaj jednak należy, że w trakcie nitowania dochodzi do spęcznienia trzonu nita i zakleszczania się go w otworze. Jest to zjawisko pożądane, gdyż zmniejsza koncentrację naprężeń wokół otworów, jednakże powoduje deformację pokrycia i uniemożliwia uzyskanie gładkiej powierzchni (rys. 12.46). Gdyby ktoś w dwóch łączonych elementach najpierw wywiercił otwory, a potem zaczął wykonywać szew nitowy, poczynając od jednego końca, to po zakuciu kilku pierwszych nitów okazałoby się, że kolejnych nie da się włożyć w otwory. Z tego względu przed nitowaniem spina się łączone elementy specjalnymi uchwytami uniemożliwiającymi przesuwanie się otworów względem siebie w trakcie nitowania. Niestety, w efekcie pokrycie zostaje pofalowane. Pofalowanie to psuje właściwości aerodynamiczne płata i wywołuje dodatkowe obciążenia w pokryciu. Stopień tego pofalowania zależy od ilości i gęstości rozmieszczenia nitów. W przypadku zaś omegówek i teowników gęstość rozmieszczenia nitów jest największa.

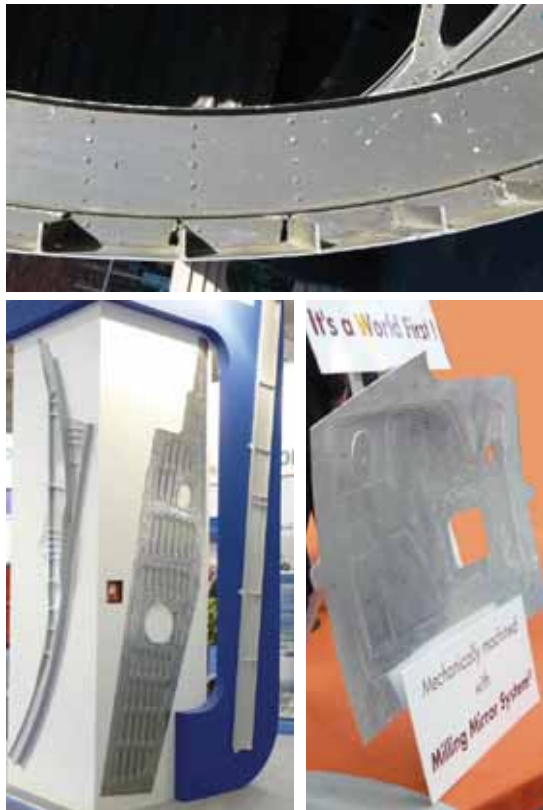


Rys. 12.45. Różne przekroje podłużnic



Rys. 12.46. Odształcenia pokrycia wywołane gęstym nitowaniem. Boeing B-29 (*Imperial War Museum, Duxford*)

Problemu tego można uniknąć, stosując pokrycia integralne, które frezowane są wraz z podłużnicami z grubych płyt (rys. 12.47). Należy jednak pamiętać, że przecina się wtedy naturalną strukturę materiału uzyskaną w trakcie walcowania.



Rys. 12.47. Przykłady paneli pokrycia integralnego. Concorde (zdjęcie górne – *Brooklands Museum*)

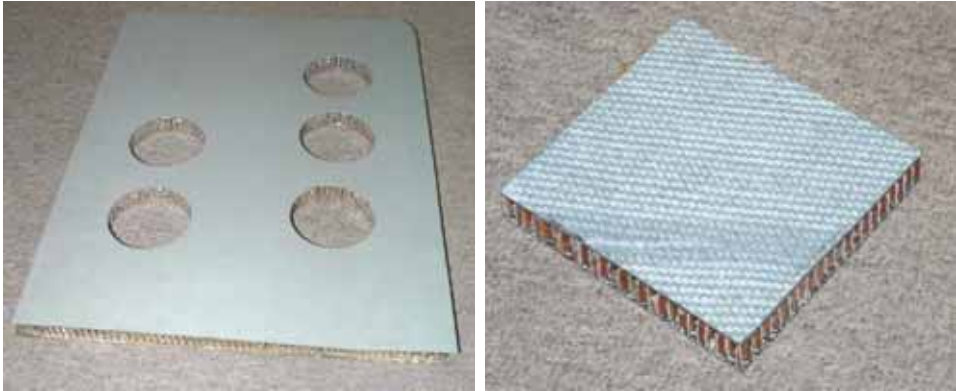
Zamiast frezowania można też stosować trawienie, które nie wymaga posiadania obrabiarek o dużych rozmiarach. Metoda ta jest jednak bardziej szkodliwa dla środowiska, a poza tym uzyskuje się dzięki niej podłużnice o mniejszej wyniosłości. Pojawia się przy tym zagrożenie korozją wżerową, która może być wywołana zastosowaniem niewłaściwych parametrów procesu. Również i ta metoda powoduje przecinanie struktury materiału uzyskanej podczas walcowania. Przecięcie wewnętrznej struktury materiału, oprócz osłabienia go, uwalnia również naprężenia wewnętrzne, co powoduje deformację wyrobu. Po frezowaniu lub trawieniu elementów integralnych trzeba je więc zazwyczaj prostować. Wad tych nie mają kucie i wytłaczanie. Wykonywanie dużych fragmentów pokrycia przy pomocy tych technologii jest jednak ograniczone ze względu na brak pras o odpowiednio dużym nacisku.

Sztywność pokrycia rośnie nie tylko dzięki zastosowaniu odpowiednich przekrojów podłużnic, ale również, ale również dzięki zmniejszaniu odległości pomiędzy nimi. Im gęściej rozmieszczone będą podłużnice, tym większą sztywność będzie miało pokrycie. W skrajnym przypadku podłużnice stykają się ze sobą. Zamiast nich można wtedy wykorzystać blachę falistą, tworząc tzw. keson Miształa [203–205]. W kesonie takim zarówno pokrycia, jak i ścianki mają strukturę przestrzenną, składającą się z dwóch okładzin: wewnętrznej i zewnętrznej oraz łączącej je blachy falistej. Blacha falista w pokryciach ma fale ułożone wzdłuż rozpiętości, natomiast w ściankach pionowo. Keson taki zastosowano po raz pierwszy na początku lat 30. ubiegłego wieku w samolocie PZL-19, a później również w innych samolotach PZL, przyczyniając się do sukcesu technicznego samolotu PZL-37 Łoś [199–200]. Był to w zasadzie pierwszy rodzaj struktury przekładkowej stosowanej w lotnictwie.

12.7. Struktury przekładkowe

Struktury przekładkowe składają się z dwóch okładzin o dużej wytrzymałości oraz wypełniacza o małej gęstości, lecz wytrzymałości na ścinanie wystarczającej do przenoszenia obciążeń pomiędzy okładzinami (rys. 12.48). Okładziny mogą być wykonane ze sklejki, blachy lub laminarnej struktury kompozytowej. Najczęściej stosowane przekładki wykonywane są z balsy, pianki lub różnego rodzaju struktur komórkowych. Te z kolei mogą być klejone z papieru [211, 212], kompozytu zbrojonego tkaniną [213] lub cienkiej folii metalowej. Ze względu na charakter przekładki, uniemożliwiający jej przenoszenie obciążeń skupionych, połączenie okładzin z przekładką realizuje się poprzez klejenie. W przypadku struktur przeznaczonych do pracy w podwyższonych temperaturach (np. pokrycie skrzydła tuż za dyszą silnika odrzutowego) struktura taka może być również lutowana, przy czym lut musi mieć temperaturę topnienia większą od przewidywanej temperatury pracy pokrycia. Stosowanie

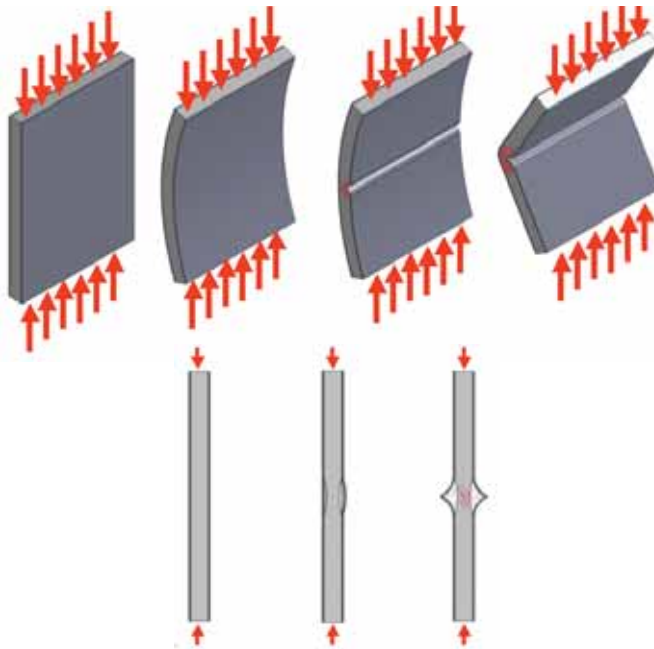
klejenia w tym wypadku bywa zazwyczaj niemożliwe, gdyż w podwyższonych temperaturach praktycznie wszystkie kleje tracą swoje właściwości wytrzymałościowe.



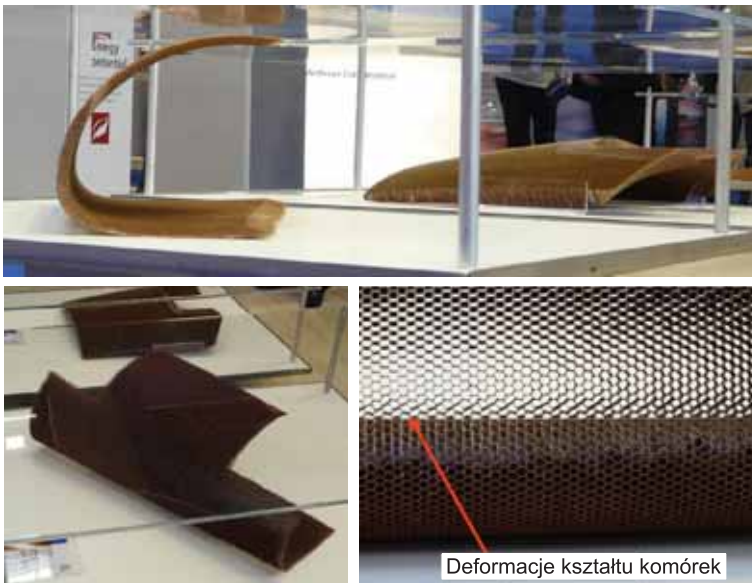
Rys. 12.48. Struktury przekładkowe z wypełniaczem komórkowym

Zasadniczą zaletą struktur przekładkowych jest ich ogromna sztywność właściwa – tym większa, im większa jest grubość wypełniacza pomiędzy okładzinami. Dzięki niej znacząco rośnie siła krytyczna, powyżej której dochodzi do wyboczenia. Kosztem jednak jest bardziej skomplikowany przebieg wyboczenia i większa liczba jego postaci [214]. Częstym przypadkiem jest np. wyboczenie lokalne wynikające z przekroczenia wytrzymałości wypełniacza na ściskanie lub rozciąganie albo z ograniczonej wytrzymałości połączenia klejowego pomiędzy okładzinami a wypełniaczem (rys. 12.49).

Dużym problemem konstrukcji przekładkowych z wypełniaczem komórkowym przez wiele lat był brak możliwości wykonania niepłaskich powłok. Problem ten wynikał z geometrii stosowanego wypełniacza, którego komórki miały kształt sześciokąta, taki sam jak w przypadku plastra miodu. Próba zgięcia płyty takiego wypełniacza kończy się uzyskaniem powłoki o kształcie siodła lub zniszczeniem ścianek komórek wypełniacza. Jedynym sposobem na uzyskanie powłoki o pożądanym kształcie było frezowanie wypełniacza, które jest zadaniem niebanalnym ze względu na bardzo małą grubość jego ścianek [215, 216]. W chwili obecnej opracowano dwie inne metody rozwiązania tego problemu. Można stosować wypełniacz o komórkach innych niż sześciokątne. W niektórych przypadkach wypełniacze takie dają się układać nawet na tak skomplikowanych powierzchniach, jak kula. Innym sposobem jest klejenie wypełniacza na foremniku. Pozwala on na uzyskanie powłoki z wypełniacza nawet o kształcie komórek zbliżonym do sześciokąta. Bliższe spojrzenie, zwłaszcza w miejscach o małym promieniu krzywizny, wykazuje jednak, że sześciokąty te nie są foremne, a komórki nie mają stałego kształtu wzdłuż grubości wypełniacza (rys. 12.50).

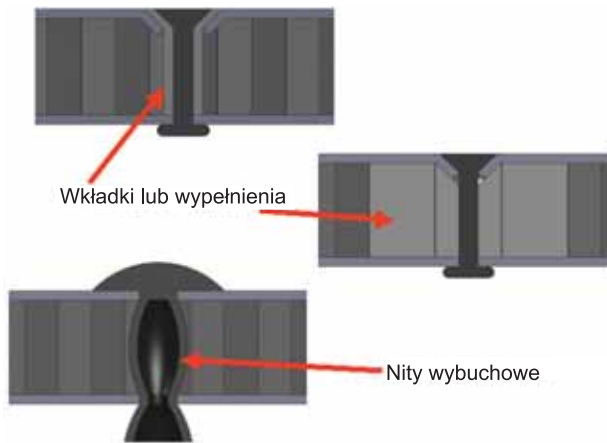


Rys. 12.49. Różne postaci wyboczenia struktur przekładkowych



Rys. 12.50. Trójwymiarowy wypełniacz komórkowy

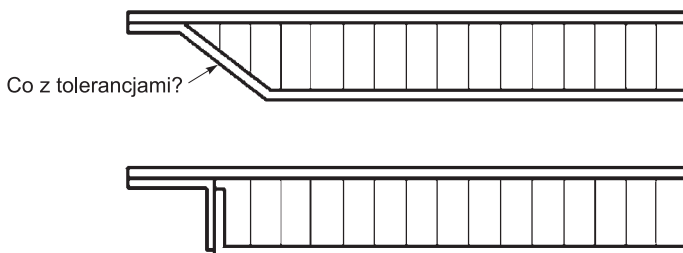
Innym problemem struktur przekładkowych, zwłaszcza z wypełniaczem komórkowym jest wprowadzanie sił skupionych. Okładziny są zazwyczaj stosunkowo cienkie, a wytrzymałość wypełniacza znacznie mniejsza od wytrzymałości okładzin. W efekcie próba wywiercenia w płycie przekładkowej otworu i przymocowania do niej czegoś przy pomocy zwykłego nitu lub śruby skończyłaby się zmiążdżeniem wypełniacza i zniszczeniem płyty. Zamiast tego trzeba stosować specjalne nity i śruby z wkładkami zabezpieczającymi wypełniacz przed zmiążdżeniem (rys. 12.51). Wytrzymałość takiego połączenia jest jednak problematyczna ze względu na tolerancje wykonania wkładek i wypełniacza. Można też komórki sąsiadujące z przewidywanym otworem wypełnić kompozytem epoksydowym ze zbrojeniem proszkowym. Dobre rezultaty daje również stosowanie nitów wybuchowych. Mają one trzon z otworem wypełnionym materiałem wybuchowym, który eksplodując w trakcie zakuwania, powoduje odkształcenie ścianek trzonu w kierunkach płaszczyzn okładzin. Powoduje to zakleszczanie się nitu na okładzinach, z niewielkim tylko odkształceniem wypełniacza.



Rys. 12.51. Nitowanie struktur przekładkowych

Na koniec warto wspomnieć o istotnym problemie, jakim jest zakańczanie brzegów płyt przekładkowych z okładzinami metalowymi (rys. 12.52). W wielu przypadkach pożądanym jest, aby na brzegach okładziny stykały się ze sobą. Można tego dokonać, zaginając odpowiednio jedną z nich. Zagięcie to jest jednak zawsze wykonane ze skończoną dokładnością. Z drugiej strony grubość wypełniacza również obciążona jest niedokładnością wykonania. W efekcie w trakcie montażu płyty okazuje się, że pomiędzy okładzinami a wypełniaczem jest szczelina

albo wypełniacz jest zgniatany, co powoduje trwałe odkształcenie ścianek jego komórek. W obydwu przypadkach powoduje to pogorszenie właściwości mechanicznych takiej płyty. W celu rozwiązania tego problemu zaleca się zastosowanie elementów kompensacyjnych.



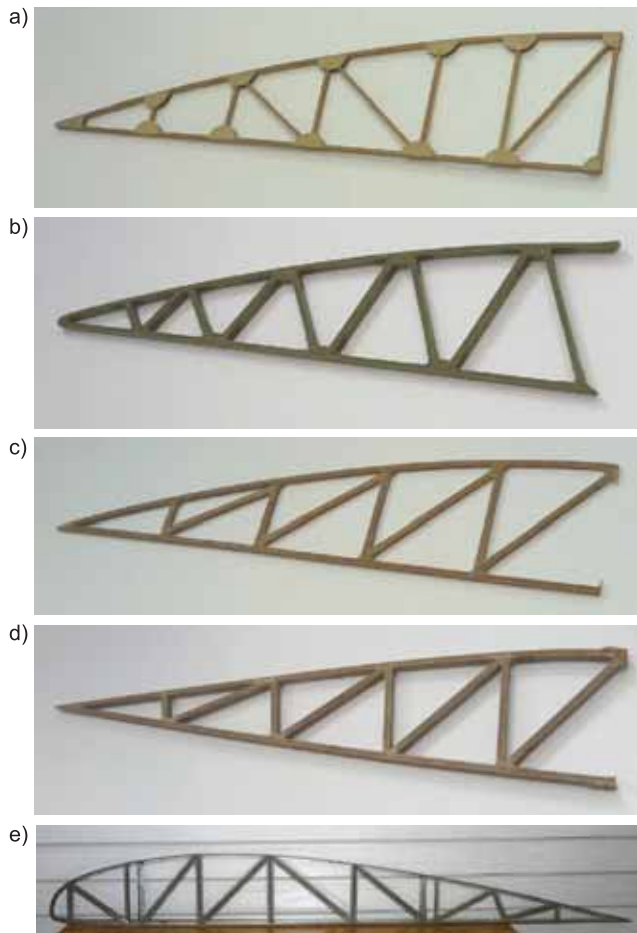
Rys. 12.52. Krawędzie paneli przekładkowych

12.8. Żebra

W konstrukcji skrzydeł wyróżnia się żebra normalne, siłowe i zamykające.

Pierwsze historyczne konstrukcje skrzydeł miały zazwyczaj żebra normalne, wykonane w postaci ramy zbudowanej z cienkich prętów. Konstrukcja taka przypomina kratownicę, tyle że z usztywnionymi węzłami. Żebra takie są bardzo lekkie, ale pracochłonne. Nie przenoszą też dobrze sił skupionych, przykładanych prostopadle do prętów pomiędzy węzłami. Z tego względu ich odporność na obciążenia obsługowe była ograniczona. W chwili obecnej żebra takie spotyka się zazwyczaj w konstrukcjach ultralekkich, gdzie masa ma znaczenie krytyczne, oraz amatorskich, gdzie pracochłonność wykonania nie jest najważniejsza.

W pierwszych konstrukcjach metalowych również stosowano żebra kratownicowe. Szybko jednak okazało się, że można je zastąpić żebrami belkowymi, wykonanymi z wytlóczki duraluminiowej, a obecnie mogą być frezowane z jednej płyty duraluminiowej. Pracochłonność wykonania takich żeber jest nieporównanie mniejsza, a ich masę można zmniejszyć, stosując otwory ulżeniowe. Krawędzie tych otworów powinny być wyposażone w odpowiednie przetłoczenia w celu usztywnienia. W niektórych przypadkach, ze względów technologicznych, stosuje się żebra ramowe. W tym przypadku górne i dolne części żeber mocowane są osobno do górnego i dolnego pokrycia i łączone ze sobą dopiero w momencie łączenia górnej i dolnej części skrzydła. W przypadku skrajnie trudnego dostępu do wnętrza skrzydła w trakcie montażu można obydwie części żeber pozostawić niepołączone. Takie żebra nazywa się żebrami pasowymi.



Rys. 12.53. Przykłady konstrukcji żebra kratownicowych: a) drewnianych, b-d) kompozytowych i e) metalowych



Rys. 12.54. Przykłady konstrukcji żebra tłoczonych z blachy duralowej



Rys. 12.55. Żebra belkowe tłoczone z blachy duralowej



Rys. 12.56. Integralne, frezowane żebra belkowe

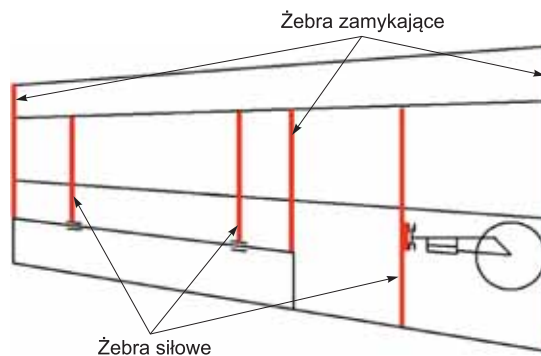


Rys. 12.57. Żebra ramowe

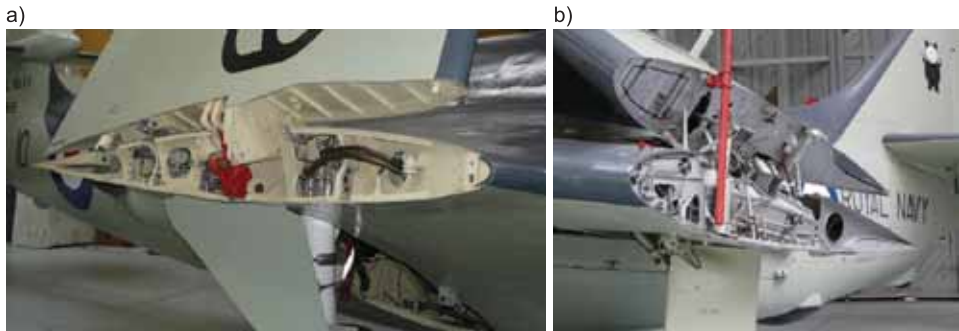
Żebra zamykające są szczególnym przypadkiem żebier siłowych. Przeznaczone są do usztywniania zakończeń kesonów w taki sposób, aby mogły one przenosić moment skręcający. W naturalny sposób znajdują się więc w każdym miejscu, w którym keson podzielony jest na części (np. przy kadłubie), oraz na jego zakończeniach, a także we wszystkich miejscach, gdzie keson skokowo zmienia swoje pole przekroju. Czasami żebro zamykające jest skomplikowanym mechanizmem. Dzieje się tak zazwyczaj wtedy, gdy samolot musi mieć skrzydła składane do hangarowania, np. na lotniskowcu.



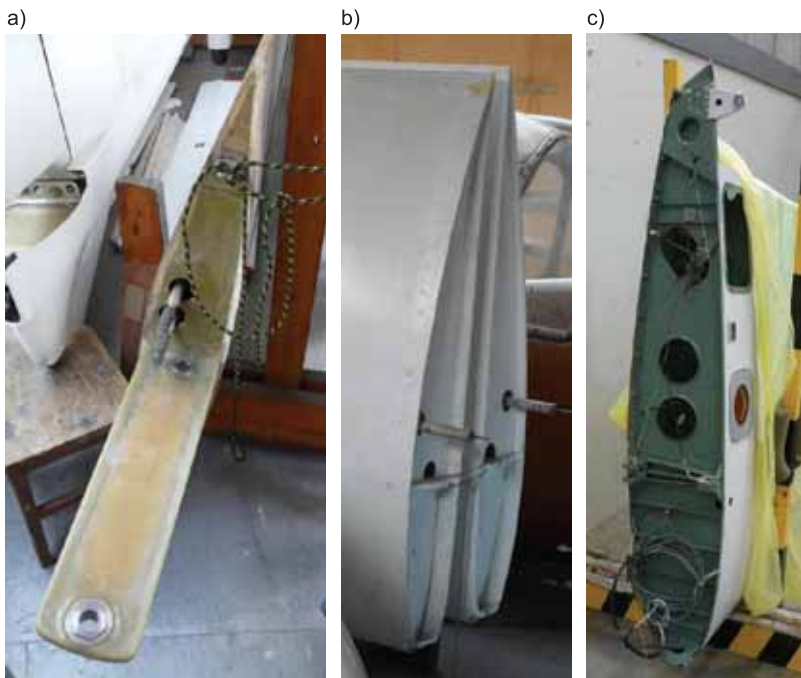
Rys. 12.58. Żebra pasowe: a) TS-11 Iskra (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*), b) (*Brooklands Museum*)



Rys. 12.59. Typowe rozmieszczenie żebier siłowych i zamykających



Rys. 12.60. Żebra zamykające pokładowych samolotów poddźwiękowych: a) Hawker Sea Hawk, b) Fairey Gannet (*Imperial War Museum, Duxford*)



Rys. 12.61. Żebra zamykające szybowców i samolotów lekkich: a) PW-5, b) ULS PW, c) De Havilland Chipmunk (*Imperial War Museum, Duxford*)

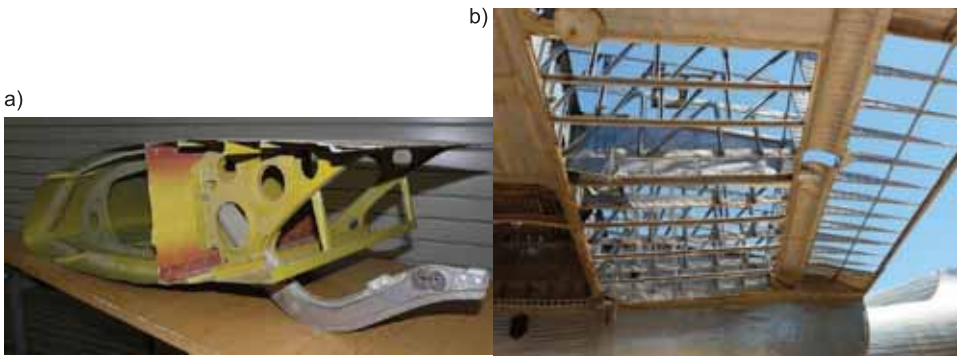
Pozostałe żebra siłowe przeznaczone są przede wszystkim do wprowadzania obciążeń skupionych w konstrukcję kesonu. Obciążenia te mogą pochodzić od zawiasów lotek, podwozia, elementów układu sterowania czy węzłów mocowania

podwieszeń. Ze względu na dużą różnorodność wprowadzanych obciążeń i stosowanych rozwiązań trudno byłoby podać ogólny opis wszystkich typów żeber siłowych. Ogólnie można stwierdzić, że siła skupiona powinna być wprowadzana w konstrukcję cienkościenną w taki sposób, aby jej wektor leżał w płaszczyźnie przynajmniej jednej ze ścianek takiej konstrukcji. Może się jednak zdarzyć, że wektor siły skupionej, którą trzeba wprowadzić w konstrukcję skrzydła, nie leży w płaszczyźnie żadnej ze ścianek. Można wtedy zaprojektować przestrzenne żebro siłowe, zawierające dodatkową ściankę, w której płaszczyźnie leży ów wektor. Warto przy tym zaznaczyć, że rzadko zdarza się przypadek, w którym wspomniana siła miałaby stały kierunek w trakcie całego okresu eksploatacji samolotu. Zazwyczaj oscyluje on wokół jakiegoś położenia średniego. Zamiast więc pojedynczej ścianki bardziej opłaca się zastosować trzy lub cztery dodatkowe ścianki ustawione względem siebie pod kątem w taki sposób, aby utworzyły piramidę z wierzchołkiem w punkcie przyłożenia siły (rys. 12.64). Dzięki temu siłę skupioną można rozłożyć na składowe, których wektory leżą na płaszczyznach owej piramidy. Oscylacje kierunku siły objawiają się wtedy tylko zmianami wartości poszczególnych składowych. W przypadku pojedynczej ścianki mogłyby się pojawiać składowe do niej prostopadłe. To z kolei jest niedopuszczalne, gdyż cienka ścianka nie ma w tym kierunku wystarczającej sztywności i wytrzymałości.

Siły skupione mogą być wprowadzane w keson również bez pośrednictwa żeber. Często zdarza się na przykład, że goleń podwozia chowanego w kierunku do kadłuba jest zakrzywiona pod kątem prostym wewnątrz konstrukcji skrzydła i przechodzi przez przednią i tylną ściankę kesonu lub dźwigara skrzynkowego (rys. 12.65 i 12.66). Dzięki temu górna część goleni spełnia funkcję osi obrotu podwozia. Podobnie jak poprzednio, obowiązuje tu zasada, aby unikać wprowadzania sił skupionych w ściankę od kątem innym niż 0° .



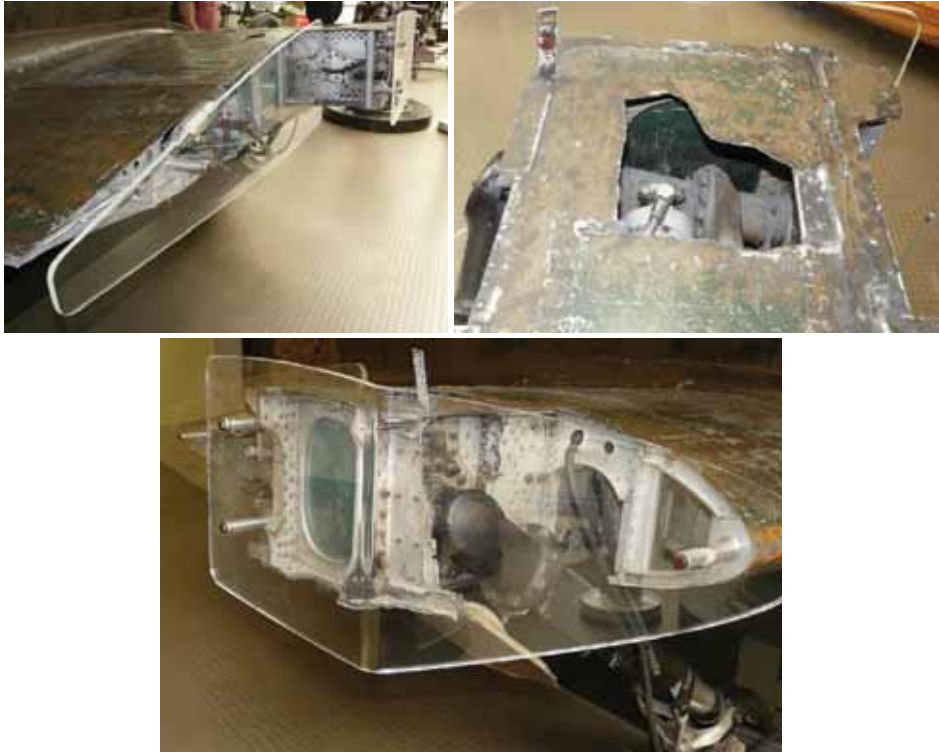
Rys. 12.62. Żebro siłowe, noskowe, do mocowania slotów



Rys. 12.63. Żebra siłowe, do mocowania klap: a) PZL-110 Koliber, b) Budd RB-1 Contestoga (*Pima Air and Space Museum, Tucson*)



Rys. 12.64. Żebro siłowe, mocowania lotek i dźwigni układu sterowania



Rys. 12.65. Wprowadzenie sił skupionych od podwozia w ścianki dźwigara skrzynkowego w samolocie Mitsubishi Zero (*Imperial War Museum, London*)



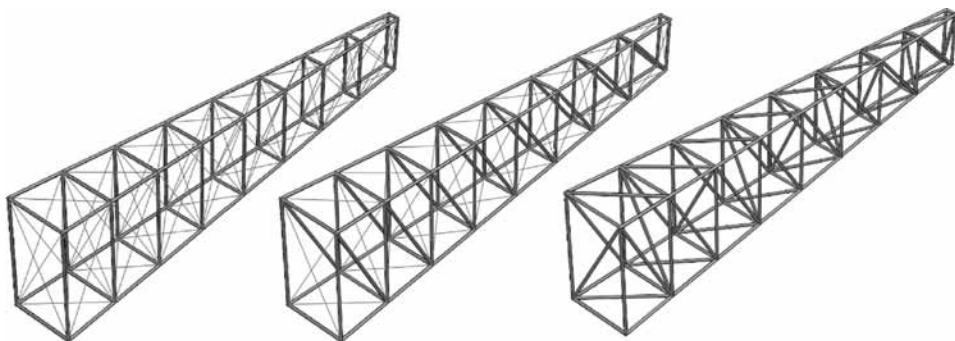
Rys. 12.66. Wprowadzenie sił skupionych od podwozia w ścianki dźwigara skrzynkowego w samolocie PZL-130 Orlik (*Airbus Polska/Piotr Jaśkowski*)

Rozdział 13

STRUKTURA KADŁUBA

13.1. Rodzaje konstrukcji kadłuba

Klasycznym rodzajem konstrukcji kadłuba jest konstrukcja kratownicowa (rys. 13.1). Nie jest to zwykle kratownica w sensie ścisłym, gdyż węzły pomiędzy prętami praktycznie zawsze są usztywnione. Jednakże geometria tej struktury jest zazwyczaj tak dobrana, aby nawet po rozsztywnieniu (teoretycznie) węzłów mogła ona przenosić obciążenia, co upodabnia ją do kratownicy w ścisłym znaczeniu tego słowa. W rzeczywistych konstrukcjach tego typu wszystkie pręty mogą być sztywne, często jednak pręty skośne bywają zastępowane cięgnami (rys. 13.2). Biorąc pod uwagę, że cięgna nie mogą przenosić ściskania, każdy pręt musi być zastąpiony przez dwa skrzyżowane cięgna.



Rys. 13.1. Kratownicowe konstrukcje kadłubów

Niewątpliwą zaletą konstrukcji tego typu jest prostota w zakresie konstrukcyjnym. W większości przypadków nawet skomplikowane zagadnienia wytrzymałości dają się rozwiązać w sposób ścisły, bez uciekania się do przybliżonych metod numerycznych. Nieco gorzej przedstawia się technologiczność kratownic, zwłaszcza spawanych z rur stalowych. Spawanie odbywa się w wysokich tempe-

raturach, co wiąże się ze znacznymi odkształceniami cieplnymi. Po wstawianiu ostatniego pręta cała konstrukcja stygnie, a kurczenie się wszystkich jej elementów powoduje pojawianie się naprężeń cieplnych i odkształcanie się konstrukcji. Z tego względu zaprojektowanie procesu montażu kratownicy spawanej z rur stalowych oraz niezbędnych przyrządów wymaga znacznej wiedzy i doświadczenia. Praktycznie też nigdy efekt nie jest doskonały, a wyprodukowana w ten sposób kratownica wymaga prostowania i obróbki cieplnej. Pod tym względem łatwiejsze jest wykonanie „kratownicy” usztywnianej cięgnami, gdyż ostatnie wstawiane pręty nie usztywniają jeszcze konstrukcji (rys. 13.2). Pozostające naprężenia i deformacje są więc głównie wynikiem niedokładności wykonania. Usztywnienie konstrukcji następuje po zamontowaniu cięgien i wyregulowaniu ich ściągaczy. Staranne wykonanie tych czynności pozwala na zachowanie prawidłowej geometrii konstrukcji. Jednakże cięgna wykonane są zazwyczaj z plecionki z drutu stalowego, wydłużają się więc trwale pod wpływem obciążeń rozciągających. Wymagają więc częstej regulacji, co jest uciążliwe w eksploatacji.

Inną metodą unikania naprężeń cieplnych podczas montażu jest nitowanie kratownic, zwłaszcza z kształtowników ze stopów lekkich. Praktyka ta była bardzo często stosowana w latach 20. i 30.. Dzisiaj już niemal całkowicie zanikła, ze względu na możliwość wytwarzania bardziej doskonałych konstrukcji przy zastosowaniu tej samej technologii i podobnych przyrządów.

a)



b)



Rys. 13.2. Drewniana kratownicowa konstrukcja kadłuba. Widoczne cięgna usztywniające i opprofilowanie górnej części: a) Potez XXV, b) SPAD XIII (*Musée de l’Air et de l’Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget/Jean-Philippe Lemaire*)

Istotną wadą konstrukcji „kratownicowych” jest ich niedopasowanie do wymogów aerodynamiki. Zazwyczaj „kratownica” ma przekrój prostokątny, z czterema podłużnicami. Tymczasem z punktu widzenia aerodynamiki korzystniejsze są zazwyczaj przekroje owalne. Oznacza to, że w celu uzyskania optymalnego kształtu aerodynamicznego na kratownicy trzeba zamontować dodatkowe owiewki. Zwiększają one masę konstrukcji, co jest tym bardziej niekorzystne, że znaczna część

materiału „kratownicy” znajduje się z dala od powierzchni kadłuba. Nie jest więc w sposób efektywny wykorzystana wytrzymałościowo. Pewnym kompromisem jest tu zastosowanie oprofilowań elastycznych podpartych na układzie wręg i podłużniczek. Jest to rozwiązanie lżejsze od oprofilowania ze sztywnym pokryciem, jednakże uzyskany przekrój jest wielokątny, a nie owalny (rys. 13.4). Ponadto zastosowanie tego rozwiązania nie poprawia wykorzystania materiału samej kratownicy.

Ogromną zaletą kratownic jest natomiast bardzo dogodny dostęp do wnętrza konstrukcji ułatwiający montaż, demontaż i obsługę wyposażenia samolotu. Nawet jednak w tym wypadku zdarzają się obszary, które muszą być specjalnie przygotowane w celu umożliwienia odpowiednio dużego dostępu. Typowym przykładem jest obszar kabiny pilota. W dolnopłatach, w których pilot wsiada do kabiny od góry, typowym rozwiązaniem jest usunięcie jednego lub kilku prętów skośnych (rys. 13.4). Zamiast nich dosztywnia się dodatkowo sąsiednie węzły i, jeśli to konieczne, pręty. W górnopłatach, w których pilot wsiada do kabiny z boku, powierzchnia zawarta pomiędzy prętami kratownicy jest zazwyczaj niewiele mniejsza od powierzchni niezbędnej do zaprojektowania wygodnych drzwi. W tym przypadku jeden pręt skośny można zastąpić trzema, wychodzącymi z sąsiadujących węzłów i łączącymi się poza obszarem drzwi (rys. 13.5 i 13.6).

a)



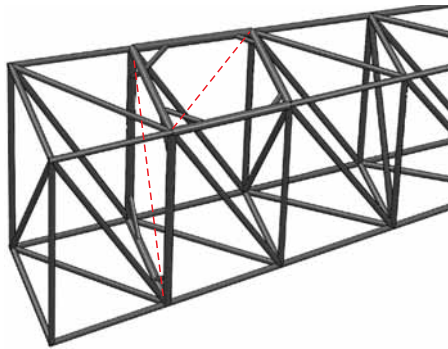
b)



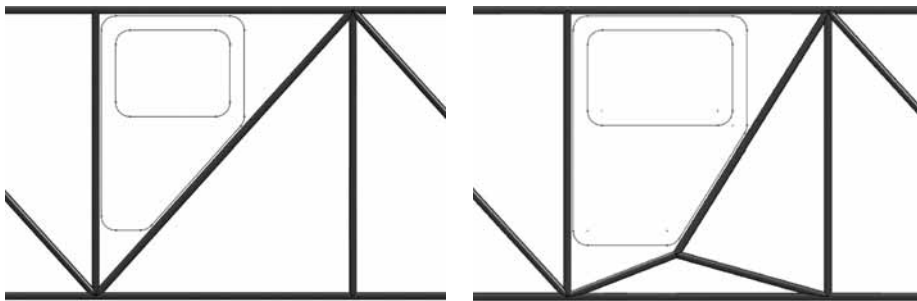
c)



Rys. 13.3. Kratownicowe konstrukcje kadłubów spawane z rurek stalowych: a) Curtiss Hawk II, b) Stinson L-5 Sentinel, c) RWD-13 (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)



Rys. 13.4. Wzmocnienie kratownicy kadłuba w miejscu, w którym znajdować się będzie kabina pilota. Zaznaczono miejsca w kratownicy, z których wycięto skośne pręty usztywniające



Rys. 13.5. Modyfikacja kratownicy kadłuba w celu powiększenia drzwi do kabiny



Rys. 13.6. Modyfikacja kratownicy kadłuba w celu powiększenia drzwi do kabiny w samolotach: a) De Havilland DH-80 Puss Moth (*Imperial War Museum, Duxford*), b) RWD-13 (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)

Ze względu na swą prostotę konstrukcje kratownicowe i ramowe były niezwykle popularne w pierwszych latach rozwoju lotnictwa. Później, wraz z rozwojem metod obliczeniowych, zostały w dużej mierze wyparte przez konstrukcje z pracującym pokryciem. Nawet jednak obecnie są one w pewnych zastosowaniach bezkonkurencyjne. Najbardziej oczywistym z nich są łoża silnikowe, gdzie dostęp do agregatów zamontowanych na silniku ma zasadnicze znaczenie w trakcie eksploatacji. Pokrycie przedziału silnikowego musi być zwykle demontowalne, a co za tym idzie nie może przenosić zbyt dużych obciążeń.

Kratownice są też często stosowane w konstrukcjach samolotów rolniczych (rys. 13.7) i akrobacyjnych (rys. 13.8). W tym drugim przypadku chodzi o poprawę widoczności do dołu w trakcie wykonywania akrobacji. Przy zastosowaniu kratownicowej konstrukcji wokół kabiny pilota możliwe jest przeszklenie nie tylko limuzyny kabiny, ale również jej podłogi. Ułatwia to pilotowi obserwację i wykonywanie skomplikowanych figur akrobacji.

W przypadku samolotów rolniczych konstrukcja kratownicowa ułatwia utrzymanie samolotu w czystości, co jest istotne ze względu na problem korozji pod wpływem środków chemicznych rozpylanych przez samolot. Po zakończeniu dnia pracy możliwe jest tu zdjęcie owiewek aerodynamicznych i staranne umycie całej konstrukcji siłowej. W przypadku bardziej zaawansowanych konstrukcji skorupowych i półskorupowych pewne obszary wnętrza kadłuba pozostają niedostępne przez cały okres eksploatacji samolotu. Gromadzące się tam chemikalia mogłyby powodować intensywną korozję i przedwczesne zużycie struktury.



Rys. 13.7. Kratownicowy kadłub samolotu rolniczego ułatwia obsługę jego wnętrza, włącznie z usuwaniem chemikaliów, które mogły się do niego dostać. PZL M-18 Dromader



Rys. 13.8. Kratownicowa konstrukcja w przedniej części kadłuba samolotu akrobacyjnego Zivko Edge 540 umożliwia wycinanie dodatkowych okien w podłodze kabiny, poprawiających widoczność w trakcie wykonywania akrobacji

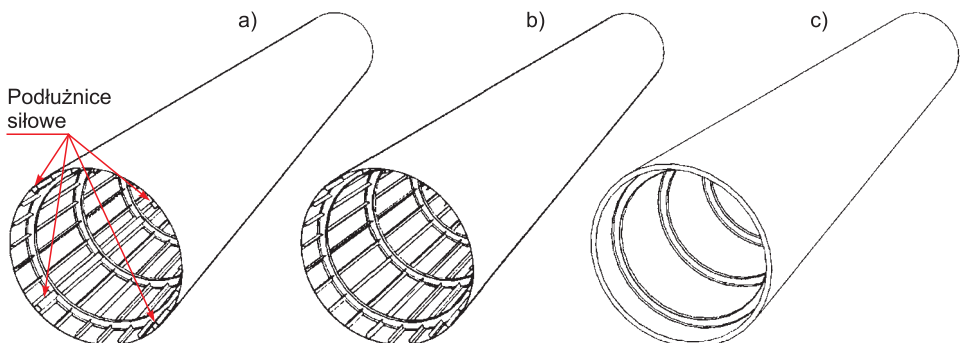
Podobnie jak w przypadku konstrukcji skrzydeł, również w przypadku kadłubów stosowano konstrukcje geodetyczne, będące w zasadzie trójwymiarowymi kratownicami powierzchniowymi umieszczonymi tuż pod powierzchnią zewnętrzną kadłuba i podpierającymi jego elastyczne pokrycie (rys. 13.9). Zastosowanie elementów trójwymiarowych likwidowało największą wadę konstrukcji kratownicowych, jaką jest nieefektywne wykorzystanie materiału, powodowało jednak ogromny wzrost pracochłonności, gdyż wymagało wykonania i zmontowania bardzo dużej liczby skomplikowanych elementów. Ta ogromna pracochłonność stała się przyczyną porzucenia na wiele lat tego typu konstrukcji. Można się jednak spodziewać jej powrotu wraz z rozwojem technologii wytwarzania elementów integralnych. Nie ma bowiem istotnej różnicy w pracochłonności wytworzenia konwencjonalnego półskorupowego elementu integralnego i geodetycznego elementu integralnego. Jedynym ograniczeniem staje się prędkość, powyżej której wykorzystanie pokrycia elastycznego staje się niemożliwe. Nawet to ograniczenie staje się nieistotne, biorąc pod uwagę fakt, że integralna konstrukcja geodetyczna może mieć pokrycie metalowe, tworząc półskorupową konstrukcję geodetyczną. Elementy takie stosuje się już obecnie w konstrukcjach rakiet. Ze względu jednak na integralność pokrycia z elementami usztywniającymi traci się łatwość dostępu do wnętrza kadłuba, charakterystyczną dla geodetycznych konstrukcji z pokryciem elastycznym.

Z punktu widzenia masy samolotu najkorzystniejsze są konstrukcje z pracującym pokryciem [217–219] (rys. 13.10). Pierwsze z nich pojawiły się już w pionierskim okresie rozwoju lotnictwa (rys. 13.11). Ich zasadniczą zaletą jest wykorzystanie pokrycia do przenoszenia obciążeń, wadą, zwłaszcza w małych samolotach, utrudniony dostęp do wyposażenia wewnątrz kadłuba. Konstrukcje te można po-

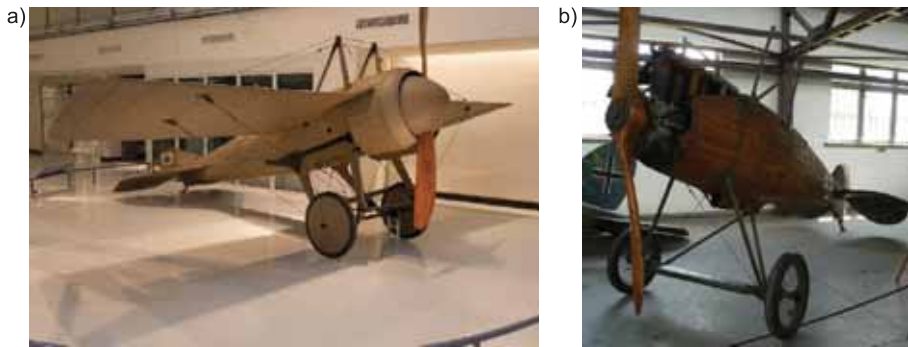
dzielić na półskorupowe i skorupowe, przy czym podział ten nie jest tak oczywisty, jak w przypadku konstrukcji skrzydeł, gdyż w konstrukcjach kadłubów częściej zdarzają się rozwiązania pośrednie i częściej występuje potrzeba wzmacniania wykrojów. Całkowicie półskorupowa konstrukcja kadłuba składa się zwykle z pokrycia przenoszącego siły tnące, wręg pełniących podobną rolę do żeber i czterech głównych podłużnic siłowych przenoszących ściskanie i rozciąganie pochodzące od zginania kadłuba. Pokrycie może być również usztywnione dodatkowymi podłużnicami podnoszącymi siły krytyczne wyboczenia pokrycia. Konstrukcja skorupowa zazwyczaj składa się z grubego pokrycia, w niektórych przypadkach przekładkowego, oraz wręg. Pokrycie przenosi w tym przypadku momenty gnące i siły tnące, wręgi natomiast pomagają utrzymać kształt przekroju i wprowadzają siły skupione.



Rys. 13.9. Geodetyczna konstrukcja kadłuba samolotu bombowego Vickers Armstrong Wellington (Brooklands Museum)



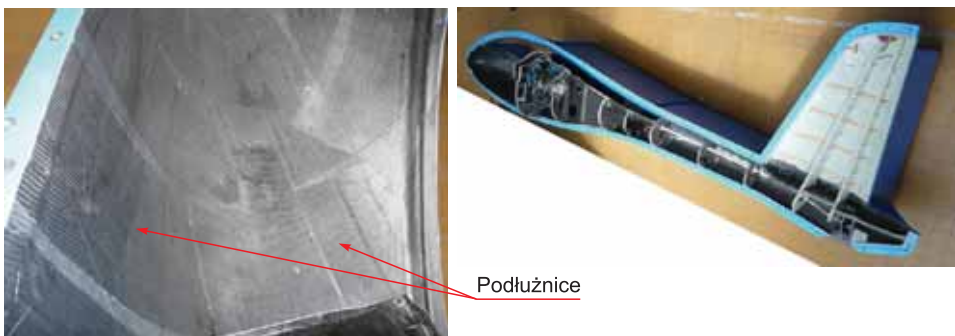
Rys. 13.10. Konstrukcje kadłuba: a) półskorupowa, b) skorupowa (wielopodłużnicowa), c) skorupowa ze sztywnym pokryciem



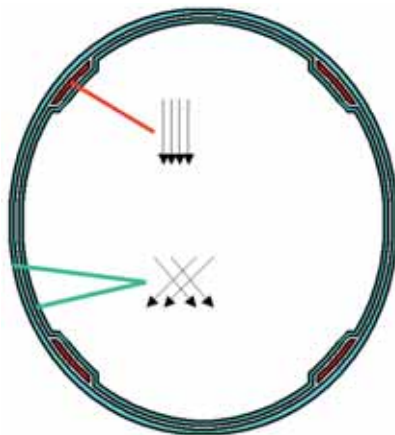
Rys. 13.11. Drewniane konstrukcje skorupowe: a) Deperdussin Monocoque (*Musée de l'Air et de l'Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget/Vincent Paudelle*), b) LFG Roland D.VIb (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)



Rys. 13.12. Skorupowa, wielopodłużnicowa konstrukcja kadłuba samolotu DC-3 (*Musée de l'Air et de l'Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget*)



Rys. 13.13. Konstrukcja kadłuba motoszybowca kompozytowego AOS-71

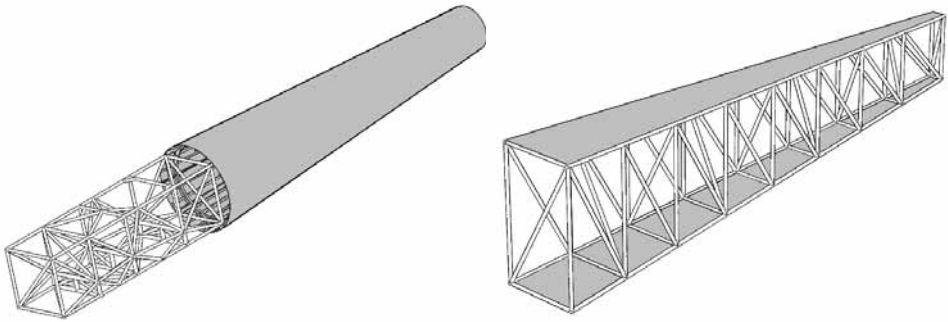


Rys. 13.14. Przekrój konstrukcji kadłuba szybowca kompozytowego. Zaznaczono pokrycie wykonane z tkanin symetrycznych, najczęściej skośnych, oraz podłużnice wykonane z tkanin jednokierunkowych (modułowych) ułożonych wzdłuż kadłuba

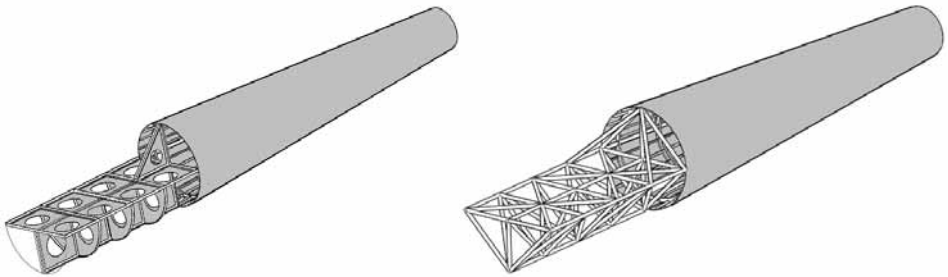
Zdecydowana jednak większość konstrukcji kadłubów ma postać konstrukcji wielopodłużnicowej, składającej się z cienkiego pokrycia, wzręg i licznych podłużnic o stosunkowo niewielkim przekroju (rys. 13.12). Nie ma jednak wyróżniających się podłużnic siłowych. W konstrukcji tej pokrycie przenosi zarówno momenty gnące, jak i siły tnące, podobnie jak w konstrukcjach w pełni skorupowych. Jednakże podłużnice służą nie tylko do zabezpieczania pokrycia przed wyboczeniem, ale również wspierają je w przenoszeniu momentów gnących.

Po raz kolejny ciekawym przypadkiem są też konstrukcje kompozytowe (rys. 13.13 i 13.14). Pozornie wiele z nich to typowe konstrukcje skorupowe składające się tylko z wzręg i pokrycia. Jeśli jednak przyjrzeć się dokładniej strukturze warstw tego pokrycia, to często okazuje się, że występują w nim zarówno tkaniny ułożone pod kątem 45° , jak i wąskie pasy tkanin jednokierunkowych ułożonych wzdłuż kadłuba. Pasy te pełnią taką samą funkcję jak podłużnice siłowe w konstrukcjach półskorupowych. Mamy więc do czynienia z rozwiązaniem pośrednim.

Konstrukcje półskorupowe mają tę przewagę nad skorupowymi, że łatwo daje się je łączyć z konstrukcjami kratownicowymi (rys. 13.15). W obydwu bowiem przypadkach w konstrukcji znajdują się cztery główne podłużnice siłowe. Wystarczy je więc umieścić w tych samych miejscach na obwodzie przekroju kadłuba i wyposażyć w odpowiednie okucia. Tego rodzaju konstrukcje mieszane stosuje się właśnie w samolotach akrobacyjnych, gdzie tylna część kadłuba, za kabiną, może mieć pracujące pokrycie, a przednia ma bogato przeszkloną konstrukcję kratownicową. Nic nie stoi na przeszkodzie, aby realizować również innego typu konstrukcje mieszane, o ile jest to uzasadnione. Można na przykład zaprojektować kadłub kratownicowy z dwoma ścianami półskorupowymi.



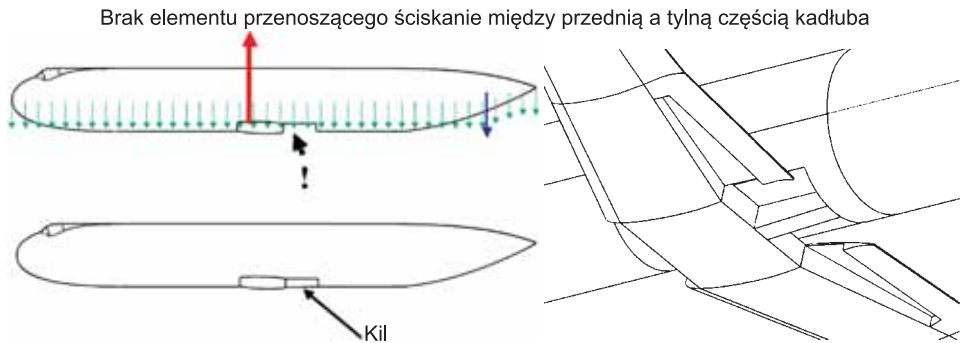
Rys. 13.15. Przykłady mieszanych konstrukcji kadłuba



Rys. 13.16. Przykłady mieszanych konstrukcji kadłuba z elementem kilowym

Wyróżniają się tutaj konstrukcje półskorupowo-kilowe, w których duży fragment konstrukcji półskorupowej jest zastąpiony belką (kilem) umieszczoną pod obszernym wykrojem (rys. 13.16). Tego rodzaju konstrukcję zastosowano w amerykańskim samolocie myśliwskim Bell P-39 Aircobra, w którym na kilu umieszczono silnik samolotu. Największą popularność konstrukcje kilowe zdobyły jednak w samolotach pasażerskich, gdzie pozwoliły rozwiązać poważny problem wytrzymałościowy, wynikający z konieczności wykrojenia znacznego obszaru pokrycia w dolnej części kadłuba, tuż za kesonem skrzydła, i umieszczenia w tym miejscu komór podwozia (rys. 13.12–13.18). O ile bowiem wykrój na skrzydło wypełniony zostaje kesonem skrzydła, a siły tnące da się przenieść odpowiednimi dodatkowymi ściankami oraz wręgami, o tyle przeniesienie przy ich pomocy momentu gnącego jest praktycznie niemożliwe. Brak prostoliniowych elementów przenoszących ściskanie wynikające z momentu gnącego spowodowałoby globalne wyboczenie konstrukcji kadłuba. W związku z tym podwozia projektuje się zwykle w taki sposób, aby w pozycji schowanej koła były odsunięte od siebie. W przestrzeni pomiędzy nimi umieszcza się kil, zazwyczaj w postaci cienkościen-

nej belki o przekroju zamkniętym. Łączy on tylną część kadłuba z przednią lub z centroplatem w taki sposób, że ściskanie dolnych elementów siłowych kadłuba realizowane jest przy pomocy elementów w przybliżeniu prostoliniowych. Zapobiega to wyboczeniu i zniszczeniu takiego kadłuba.



Rys. 13.17. Kil i jego funkcja w samolocie pasażerskim

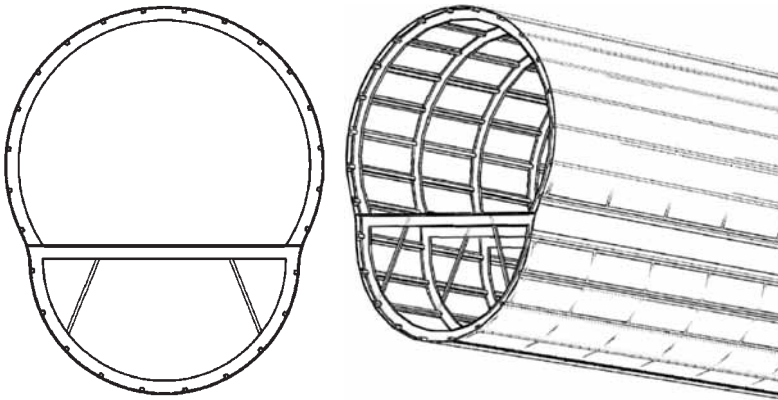


Rys. 13.18. Kil w samolocie Boeing 707 (*Pima Air and Space Museum, Tucson*)

13.2. Kabiny ciśnieniowe

W samolotach pasażerskich realizuje się również inny trudny do zauważenia zabieg. Samoloty te zazwyczaj mają kabiny ciśnieniowe o przekroju zbliżonym do kołowego. Wewnątrz umieszczona jest jednak podłoga łącząca obydwie burty

kadłuba. Jest ona elementem stosunkowo wytrzymałym, gdyż to właśnie po niej chodzą pasażerowie i do niej zamontowane są fotele. Gdyby przekrój kadłuba był idealnie okrągły, bez podłogi, to w trakcie wznoszenia z zachowaniem stałego ciśnienia wewnątrz pokrycie samolotu pracowałoby w stanie błonowym, to znaczy byłoby równomiernie rozciągane we wszystkie strony. Jednakże po zamontowaniu podłogi w obszarze wokół niej rozszerzanie się pokrycia zostaje zablokowane. Ponieważ jednak górna i dolna część pokrycia rozszerzają się podobnie jak poprzednio, więc pod i nad podłogą pojawiają się obszary, w których pokrycie jest dodatkowo zginane. Taki bardziej skomplikowany stan obciążenia utrudnia obliczenia i obniża trwałość zmęczeniową konstrukcji [220–256]. Rozwiązaniem tego problemu okazało się zastosowanie kadłuba o kształcie podwójnego balonu (double bubble), w którym górna i dolna część pokrycia łączy się z podłogą pod takimi kątami, aby zminimalizować zginanie obydwu pokryć (rys. 13.19 i 13.20). W efekcie górna i dolna część przekroju kadłuba nie są ani styczne, ani koncentryczne. Po raz pierwszy rozwiązanie to zastosowano w samolocie Curtis Comando, a najbardziej jaskrawym przykładem zastosowania tej koncepcji był samolot Boeing 377. Uważny obserwator zauważył je jednak również w takich samolotach jak Boeing 757.



Rys. 13.19. Idea podwójnego balonu (double bubble) spiętego podłogą i przenoszącego siły wynikające z różnicy ciśnień wewnątrz i na zewnątrz kadłuba w stanie błonowym

Zadanie komplikuje się dodatkowo w obszarach, w których powierzchnia samolotu jest nierozwijalna, ma niewielkie promienie krzywizny i duże wykroje (rys. 13.21). Obszarem takim jest zwykle kabina pilotów. Zazwyczaj jest ona wykonywana jako oddzielny element i montowana do cylindrycznej części kadłuba. Zastosowanie podłużnic byłoby w tym przypadku niecelowe, gdyż musiałyby

one mieć skomplikowane trójwymiarowe kształty, a jednocześnie trudno byłoby zapewnić ich ciągłość. W związku z tym szkielet kabiny składa się zazwyczaj z solidnej ramy otaczającej szyby [257, 258] i gęsto rozmieszczonych półtręg.

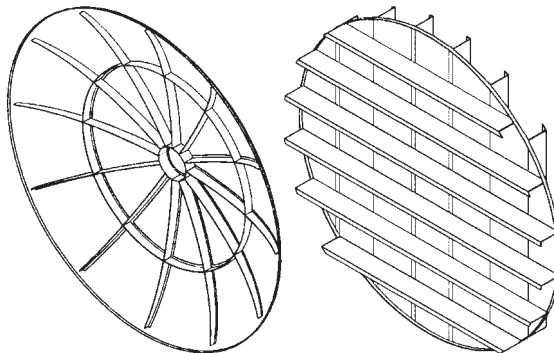


Rys. 13.20. Przykłady kadłubów typu double bubble w samolotach: a) Boeing 377 (*Pima Air and Space Museum, Tucson*), b) Curtiss Comandore (*Pima Air and Space Museum, Tucson*), c) Vickers Vanguard (*Brooklands Museum*)



Rys. 13.21. Przykład konstrukcji ciśnieniowej kabiny załogi samolotu pasażerskiego

Kabina pilotów ogranicza zwykle z przodu obszar ciśnieniowy kabiny, w związku z tym musi być od przodu zamknięta wręgą ciśnieniową. Istnieją dwa możliwe rozwiązania konstrukcji wręgi ciśnieniowej: płaska i wypukła (rys. 13.22). W tym drugim przypadku materiał wręgi jest ukształtowany w nierozwijalny kształt zbliżony do półkuli. Pozwala to na osiągnięcie stanu obciążenia materiału zbliżonego do stanu błonowego. Dzięki temu liczba dodatkowych elementów wzmocniających może być zminimalizowana. Wręga taka jest więc lekka, ale zajmuje dużo miejsca. Trudno też rozmieścić wokół niej wyposażenie. Z tych też względów półkuliste wręgi ciśnieniowe stosuje się zazwyczaj w tylnej części kabiny pasażerskiej. Z przodu bardziej korzystne jest zastosowanie wręgi płaskiej. W tym przypadku materiał wręgi jest zginany, musi więc być gęsto uźebrowany, aby nie dopuścić do pojawienia się nadmiernych naprężeń. W związku z tym wręga taka jest zazwyczaj stosunkowo ciężka. Nie stanowi to jednak nadmiernego problemu z przodu kadłuba, a czasem jest nawet pożądane, ze względu na zachowanie odpowiedniego położenia środka masy samolotu. W pobliżu takiej wręgi stosunkowo łatwo można też rozmieścić zazwyczaj prostopadłościenne pojemniki z wyposażeniem elektronicznym samolotu.

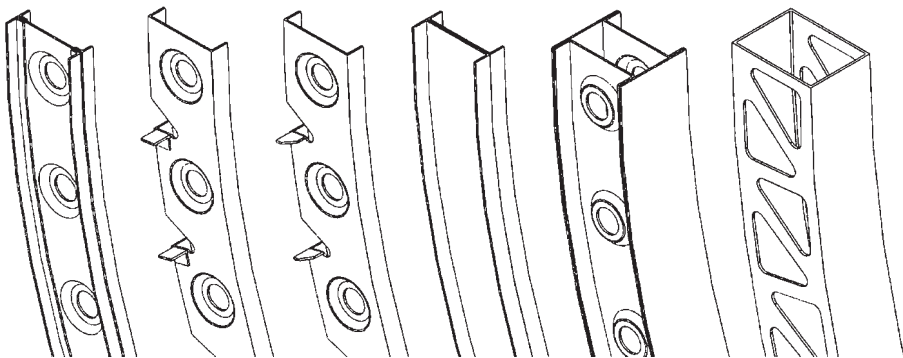


Rys. 13.22. Wręgi ciśnieniowe

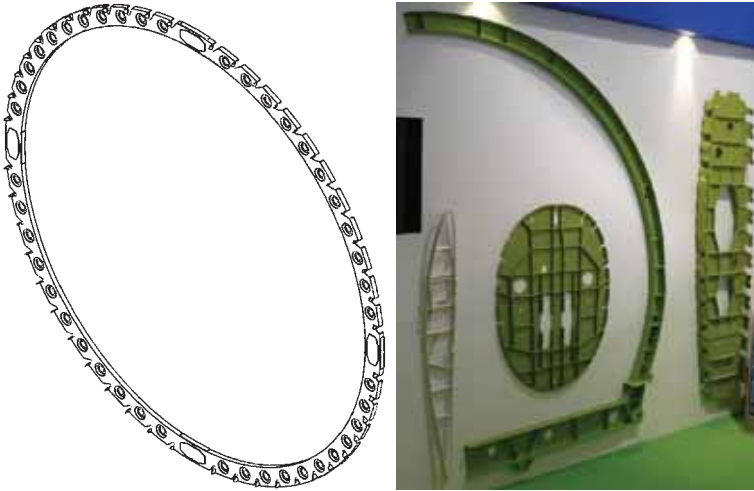
Przed przednią wręgą ciśnieniową w większości współczesnych samolotów instaluje się radar. Pokrycie tej części kadłuba musi więc być przezroczyste dla fal radiowych. Wykonuje się je zazwyczaj z kompozytu polimerowego zbrojonego włóknem szklanym. Stwarza to niebezpieczeństwo uderzenia pioruna w antenę radaru. W związku z tym w pokrycie w laminowuje się zwykle kilka prętów metalowych, które osłaniają antenę, chroniąc ją przed piorunami, a jednocześnie w minimalnym tylko stopniu pogarszają jej warunki pracy. Pręty te muszą mieć jednak galwaniczne połączenie z resztą samolotu.

13.3. Wybrane szczegóły konstrukcji kadłuba

Oprócz wręg ciśnieniowych w konstrukcji kadłuba wyróżnić można również wręgi normalne, odpowiedzialne za utrzymanie prawidłowej geometrii pokrycia, oraz wręgi siłowe, pozwalające na wprowadzanie obciążeń skupionych w resztę szkieletu i pokrycie [259] (rys. 13.23). W najprostszej postaci wręgi normalne mogą być wykonane jako wytłoczki z blachy duralowej z dodatkowymi półkami z donitowanych kątowników, o ile to niezbędne. W miejscach przecinania się z podłużnicami wręgi te mogą mieć wykonane odpowiednie wykroje. Wręgi siłowe mogą być wykonane w postaci skrzynkowej. Z nielicznymi wyjątkami (rys. 13.27), większość wręg ma zazwyczaj stosunkowo dużą średnicę i puste wnętrze. Wykonanie całych wręg z jednego arkusza blachy byłoby więc bardzo nieekonomiczne. Zazwyczaj więc wręgi wykonane są z dwóch lub czterech wytłoczek połączonych ze sobą (rys. 13.24). W bardziej nowoczesnych konstrukcjach spotyka się wręgi integralne, wyfrezowane z jednego kawałka materiału (rys. 13.25). Wręgi siłowe w zależności od przeznaczenia mogą być płaskie lub przestrzenne (rys. 13.26). W każdym jednak przypadku muszą być wyposażone w uchwyty pozwalające na wprowadzenie odpowiednich sił skupionych oraz wzmocnienia sprawiające, że żadna siła skupiona nie ma składowej prostopadłej do powierzchni wręgi.



Rys. 13.23. Przykładowe przekroje wręg kadłuba



Rys. 13.24. Wręga łączona z giętych blach i półwręga integralna



Rys. 13.25. Integralna wręga siłowa samolotu Lockheed F-35, wyfrezowana z tytanu



Rys. 13.26. Wręgi siłowe motoszybowca kompozytowego AOS-71



Rys. 13.27. Wnętrze kadłuba motoszybowca kompozytowego AOS-71

Istotnym problemem jest fakt, iż wręgi krzyżują się z podłużnicami. Nie da się w związku z tym tak zaprojektować wręgi ani podłużnic, aby ich półki przeznaczone do mocowania na pokryciu stykały się z nim całymi powierzchniami. Biorąc pod uwagę, że podłużnice często podlegają ścisnieniu, co może im grozić wyboczeniem, unika się w ich konstrukcji jakichkolwiek mimośrodowości. W przeciwieństwie do nich wręgi zazwyczaj nie są ścisnane w swoich płaszczyznach, w związku z tym to właśnie we wręgach wycina się często otwory, przez które przechodzą podłużnice. Otwory te bardzo często nie są wycięte całkowicie, lecz mają postać szczeliny umożliwiającej wygięcie materiału wręgi w taki sposób, aby powstała półka dogodna do połączenia wręgi z podłużnicą (rys. 13.28). Dzięki temu podłużnice są dodatkowo usztywniane, co zmniejsza zagrożenie ich wyboczenia.



Rys. 13.28. Wzrost połączenia pokrycia z podłużnicą i wręgą w samolocie DC-3. Widoczny wykrój we wrzędze z odgiętym uchem (*Musée de l'Air et de l'Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget*)



Rys. 13.29. Węzeł połączenia pokrycia z podłużnicą i wręgą w samolocie Su-20. Widoczny wykroj we wrzędze z dodatkowym elementem kompensacyjnym (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)

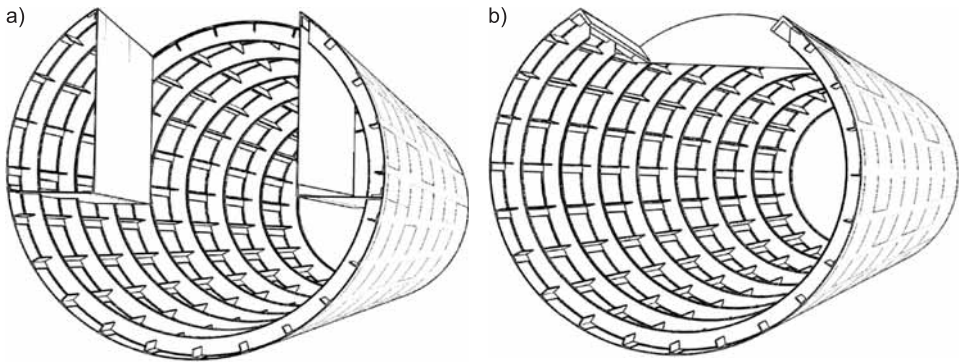
Półki te nie muszą być integralne z resztą wręgi. Mogą być oddzielnymi elementami przynitowanymi zarówno do podłużnic, jak i do wręgi (rys. 13.29). Dzięki temu mogą być elementami kompensującymi niedokładności wykonania obydwu, w konsekwencji czego udaje się uzyskać lepszą jakość powierzchni pokrycia, które w przeciwnym razie byłoby bardziej pofalowane.

Istnieje również metoda skrzyżowania wręg z podłużnicami bez konieczności wycinania otworów we wrzędach. W tym przypadku wręgi mają wymiary pomniejszone o wysokość przekroju podłużnic, w związku z tym nie stykają się bezpośrednio z pokryciem (rys. 13.30). Są natomiast zamocowane do górnych półek podłużnic. Połączenie między wręgą a pokryciem uzyskuje się za pomocą dodatkowych elementów wstawianych pomiędzy podłużnice. Elementy te pełnią również rolę kompensatorów niedokładności wykonania pozostałych elementów.



Rys. 13.30. Węzeł połączenia pokrycia z podłużnicą i wręgą w samolocie Su-20, bez wykroju we wrzędze, ale z dodatkowym elementem kompensacyjnym (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)

Ze względu na znaczną ilość wyposażenia zainstalowanego w kadłubie i konieczność przewożenia w nim ładunku płatnego ma on zazwyczaj wiele wykrojów. Podobnie jak w przypadku skrzydeł, również w półskorupowych i skorupowych konstrukcjach kadłubów wykroje te muszą być odpowiednio wzmacniane. Dokonuje się tego zazwyczaj przy pomocy ramek lub dodatkowych ścianek tworzących przekroje zamknięte (rys. 13.31).



Rys. 13.31. Wzmocnienia wykrojów w skorupowej konstrukcji kadłuba: a) dodatkowymi ściankami tworzącymi przekrój zamknięty, b) sztywną ramą

Typowym przykładem wykroju jest okno. Początkowo stosowano okna o kształcie prostokąta z przynitowaną wokół jego krawędzi ramką z kształtowników duralowych (rys. 13.32). Rozwiązanie takie sprawdzało się w samolotach bez kabin ciśnieniowych. Próba zastosowania podobnej konstrukcji w samolocie pasażerskim z napędem odrzutowym DH Comet, latającym na dużych wysokościach, doprowadziła do serii tragicznych katastrof. Częste i znaczne zmiany obciążeń ciśnieniowych, rozciągających pokrycie samolotu, prowadziły do powstawania pęknięć zmęczeniowych pomiędzy krawędziami okien a otworami pod nity mocujące ramkę, zwłaszcza w okolicy narożnika okna. Pęknięcia następnie narastały lawinowo, powodując eksplozję kadłuba pod wpływem nadciśnienia wewnątrz kabiny pasażerskiej. Przeprowadzenie zakrojonych na szeroką skalę badań zmęczeniowych pozwoliło wyeliminować to zjawisko. Obecnie okna we wszystkich samolotach z kabinami ciśnieniowymi mają zaokrąglone narożniki, a wzmacniające je ramki konstruowane są w taki sposób, aby nie powodować koncentracji naprężeń pomiędzy krawędziami otworów a otworami pod nity. Można tego dokonać, nitując do pokrycia blachy zwiększające jego grubość wokół okien (rys. 13.33). Mocujące je nity mogą się znajdować w stosunkowo dużej odległości od krawędzi okna, a dodatkowa warstwa kleju pomiędzy blachą wzmacniającą a pokryciem powoduje rozproszenie koncentracji naprężeń. Dodatkowo blachy wzmacniające mogą mieć wywinicia usztywniające krawędź okna.



Rys. 13.32. Wykroj na okno w samolocie DC-3 (*Musée de l’Air et de l’Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget*)



Rys. 13.33. Wzmocnienia wykrojów na okno i drzwi w samolocie Boeing 747 (widoczne tzw. doublery) (*Musée de l’Air et de l’Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget*)



Rys. 13.34. Integralne wzmocnienia wokół wykrojów na okna w samolocie Concorde (*Brooklands Museum*)

Najbardziej zaawansowana metoda polega na zastosowaniu integralnych paneli pokrycia, w których wyfrezowane są okna wraz z podłużnicami, pogrubieniami i ramami wokół okien (rys. 13.34). W takim rozwiązaniu niebezpieczeństwo pojawienia się groźnych naprężeń zmęczeniowych jest zminimalizowane.

Problem wzmacniania wykrojów występuje jednak nie tylko w kadłubach ciśnieniowych, a jest szczególnie trudny do rozwiązania w okolicy dużych wykrojów, takich jak drzwi. Rozwiązuje się go zazwyczaj przez zastosowanie dodatkowych ścianek tworzących dodatkowe obwody zamknięte. Ścianki te często mają również inne funkcje, np. podłóg, foteli, podłokietników itp. (rys. 13.35–13.39). W ostateczności, zamiast wzmacniać otoczenie wykroju, można podzielić kadłub na dwa segmenty połączone ze sobą połączeniem kołnierzym (rys. 13.40).



Rys. 13.35. Podłoga tworząca przekrój zamknięty pod kabiną samolotu Cessna 152. Przedni słupek również tworzy przekrój zamknięty! (*The Smithsonian National Air and Space Museum, Waszyngton*)



Rys. 13.36. Podłogofotele tworzące przekrój zamknięty pod kabiną motoszybowca AOS-71



Rys. 13.37. Dodatkowe ścianki tworzące przekrój zamknięty pod komorą napędową w motoszybowcu AOS-71



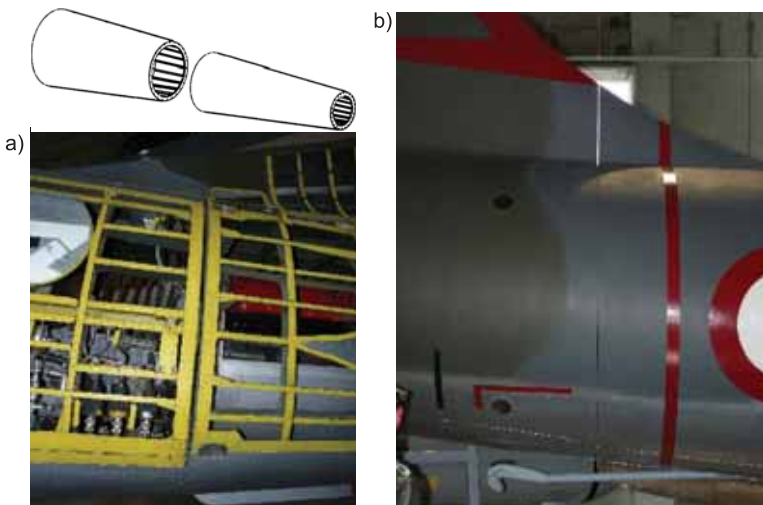
Rys. 13.38. Połączenia wręg z dodatkowymi ściankami tworzącymi przekrój zamknięty pod komorą napędową w motoszybowcu AOS-71

Kolejnym problemem jest wprowadzanie sił skupionych. Podobnie jak w przypadku żeber siłowych, również i tutaj dąży się do stworzenia takiej struktury wokół miejsca wprowadzenia siły, aby można ją było rozłożyć na składowe równoległe do elementów tej struktury. Żadna składowa nie może pozostać prostopadła do powierzchni, w którą jest wprowadzana, chyba że powierzchnia ta jest podparta elementem równoległym do tej składowej. Typowym przykładem jest tu mocowanie przedniej goleni podwozia, które realizuje się poprzez zamontowanie do pokrycia i wręg skrzynki stanowiącej osłonę goleni po jej złożeniu (rys. 13.41 i 13.42). Skrzynka taka zawiera zwykle wiele połączeń górnej i bocznej powierzchni z wręgą, które są do siebie wzajemnie prostopadłe. Umieszczenie

węzła mocowania któregoś z elementów podwozia właśnie w takim miejscu rozwiązuje problem, gdyż dowolną siłę da się rozłożyć na trzy kierunki prostopadłe.



Rys. 13.39. Połączenia wręg z dodatkowymi ściankami tworzącymi przekrój zamknięty pod komorą napędową w motoszybowcu AOS-71



Rys. 13.40. Podział eksploatacyjny struktury kadłuba, zamiast dużego wykroju np. na silnik: a) North American F-86 Sabre (widoczne sworznie mocujące), b) Lockheed F-104 Starfighter (widoczna szczelina w stateczniku pionowym) (*Italian Air Force Historical Museum – Vigna di Valle*)



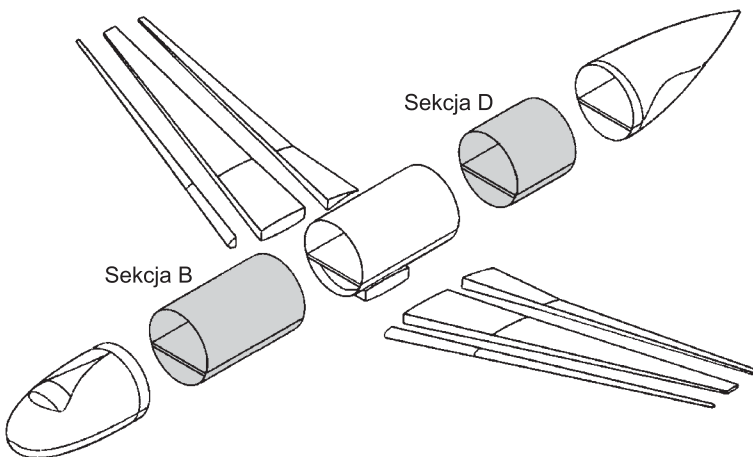
Rys. 13.41. Wprowadzenie sił skupionych od przedniego podwozia w kadłub samolotu PZL-130 Orlik (*Airbus Polska/Piotr Jaśkowski*)



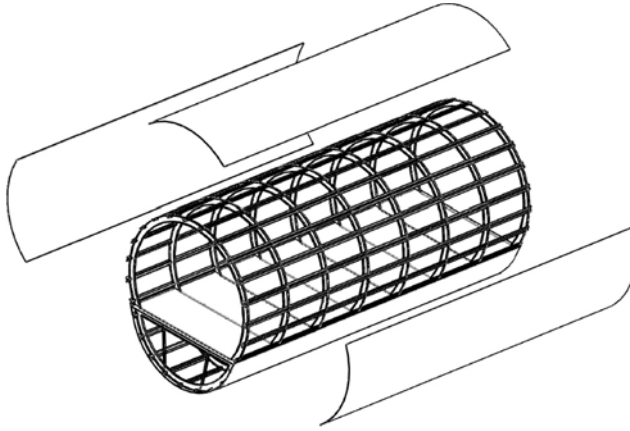
Rys. 13.42. Wprowadzenie sił skupionych od przedniego podwozia w kadłub samolotu B-29 (*Imperial War Museum, Duxford*)

Warto również zwrócić uwagę na pewne technologiczne aspekty konstrukcji kadłuba. W samolotach pasażerskich ma on zazwyczaj postać cylindra zakończonego kabiną pilotów z jednej strony i częścią „ogonową” z drugiej strony (rys. 13.43). Część cylindryczna składa się zazwyczaj z trzech segmentów. Najmocniejszy z nich, centralny, zawiera centrołat skrzydła i komory podwozia. Przed nim i za nim znajdują się dwa cylindry pośredniczące pomiędzy nim a kabiną i „częścią ogonową”. Rozwiązanie takie jest korzystne, jeśli chce się zaprojektować nie jeden samolot, lecz całą ich rodzinę, różniącą się głównie długością segmentów pośredniczących. Dłuższe segmenty pozwalają zbudować samolot dla większej liczby pasażerów, krótsze dla mniejszej ich liczby. Wynikające z tego korzyści ekonomiczne przeważają nawet nad koniecznością stosowania nieoptymalnej z punktu widzenia aerodynamiki geometrii kadłuba.

Zanim jednak wspomniane segmenty zostaną ze sobą połączone muszą najpierw powstać. W tym miejscu pojawia się problem dostępności blach na pokrycie o odpowiednich wymiarach. W przeważającej większości wypadków nie są dostępne blachy odpowiednio duże, aby dało się z nich wykonać cały obwód segmentu. W związku z tym pokrycie każdego segmentu składa się zazwyczaj z kilku paneli połączonych ze sobą wzdłuż tworzącej segmentu (rys. 13.44). Zamontowanie panelu górnego jest zazwyczaj proste, gdyż siła grawitacji sama dociska go do szkieletu w trakcie nitowania. Zamontowanie paneli bocznych bez obrócenia panelu wokół jego osi jest trudne, aczkolwiek wykonalne. Natomiast prawidłowe przynitowanie panelu dolnego jest prawie niewykonalne, gdyż siła ciężkości odrywa go od szkieletu. Z tego względu kadłuby samolotów pasażerskich montowane są bardzo często w ogromnych przyrządach obrotowych, które w trakcie nitowania obracają się w taki sposób, aby montowany aktualnie panel pokrycia zawsze był na górze, niezależnie jaką funkcję będzie pełnił w samolocie.

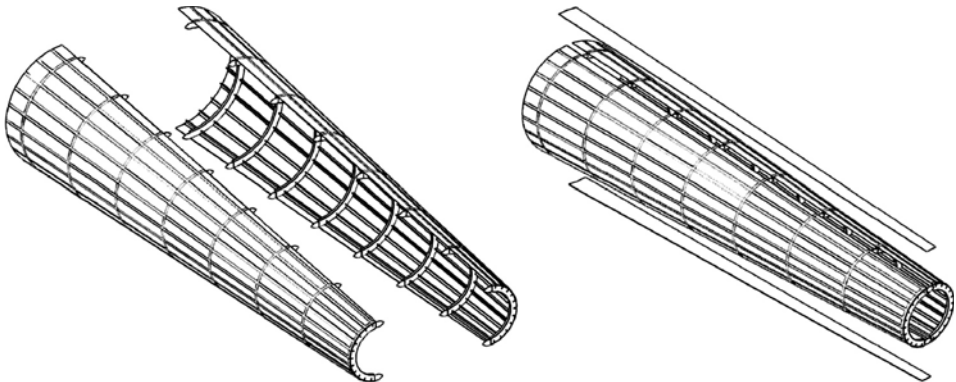


Rys. 13.43. Podział na sekcje kadłuba samolotu pasażerskiego, pozwalający na tworzenie rodzin samolotów o różnych pojemnościach w zależności od długości sekcji B i D



Rys. 13.44. Podział blach pokrycia sekcji kadłuba samolotu pasażerskiego

Zastosowanie konstrukcji z długich cylindrów lub stożków w małych samolotach jest nadzwyczaj trudne, gdyż w bardzo małej przestrzeni trudno jest potem montować wyposażenie samolotu. W związku z tym bardzo często kadłuby małych samolotów powstają jako dwie symetryczne, ale rozłączne połówki [204, 205, 261] (rys. 13.45). Po zmontowaniu szkieletów z pokryciami połówek są one następnie wyposażane i dopiero potem trwale łączone ze sobą.



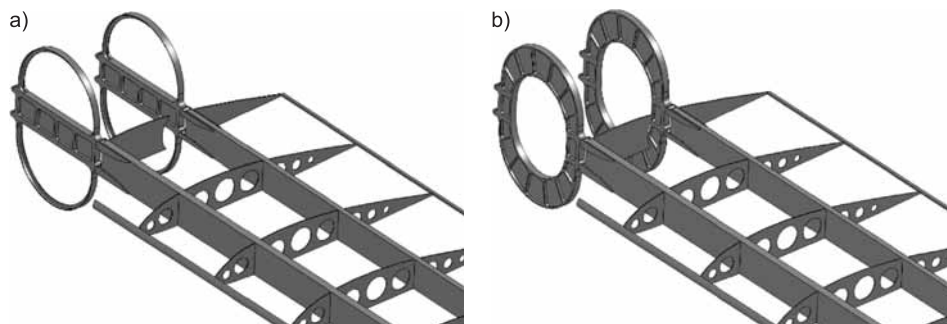
Rys. 13.45. Podział technologiczny na połówki metalowego kadłuba samolotu lekkiego ułatwia montaż wyposażenia w jego wnętrzu. Podobny podział można zastosować w przypadku konstrukcji drewnianej i kompozytowej (patrz rys. 13.38–13.39)

Rozdział 14

WĘZŁY MOCOWANIA SKRZYDŁA DO KADŁUBA

Połączenia między dwoma silnie obciążonymi elementami, jakimi są skrzydło i kadłub, mogą się dokonać tylko poprzez połączenie siłowych elementów ich struktur. Oznacza to, że jeśli w strukturze skrzydła dwudzielnego największe obciążenia przenoszą dźwigary, to połączenie lewego i prawego skrzydła z kadłubem możliwe jest tylko wtedy, gdy wewnątrz kadłuba znajduje się odpowiednio wytrzymały element siłowy. Przykłady takich elementów siłowych w samolocie w układzie średniopłata przedstawiono na rys 14.1a. Jak widać dźwigary lewego skrzydła łączą się bezpośrednio z krótkimi dźwigarkami umieszczonymi wewnątrz kadłuba, a te z kolei mogą być połączone z dźwigarami prawego skrzydła. W przypadku układu średniopłata, który jest niezwykle korzystny ze względów aerodynamicznych, ma to bardzo niekorzystne konsekwencje strukturalne. Oznacza bowiem, że najcenniejsze miejsce w strukturze kadłuba musi być przeznaczone właśnie na dźwigarki łączące skrzydła. Miejsce pomiędzy skrzydłami jest tak cenne, ponieważ znajduje się w okolicy środka masy samolotu. Umieszczenie w tym miejscu masy zmiennej będzie więc wpływało w najmniejszym stopniu na położenie środka masy całego samolotu, co jest nadzwyczaj istotne, zważywszy, że od odległości pomiędzy środkiem masy a punktem neutralnym samolotu zależy jego stateczność i właściwości pilotażowe [139]. Korzystne byłoby więc, aby środek masy miał możliwie jak najbardziej stałe położenie niezależnie od załadowania samolotu. Niestety, największą masą zmienną jest zazwyczaj ładunek płatny. Ten zaś musi być do samolotu ładowany i wyładowywany. Kadłubowe dźwigarki łączące dźwigary skrzydeł utrudniają to zadanie w sposób znaczący. Można oczywiście zaprojektować wręgi kadłuba w taki sposób, aby przenosiły obciążenia pomiędzy skrzydłami, pozostawiając pomiędzy nimi wolną przestrzeń, jak na rys. 14.1b. Wręgi takie muszą być jednak bardzo mocne i sztywne, aby moment gnący nie deformował kadłuba. Wręgi takie są więc zazwyczaj bardzo ciężkie. Rozwiązaniem tego problemu jest zastosowanie jednej z nieco gorszych pod względem aerodynamicznym konfiguracji górno- lub dolnopłata (rys. 14.2). Pozwalają one jednak

na przeniesienie obciążeń przez dźwigarki wewnętrzzkadłubowe bez zakłócania jego przestrzeni ładunkowej.

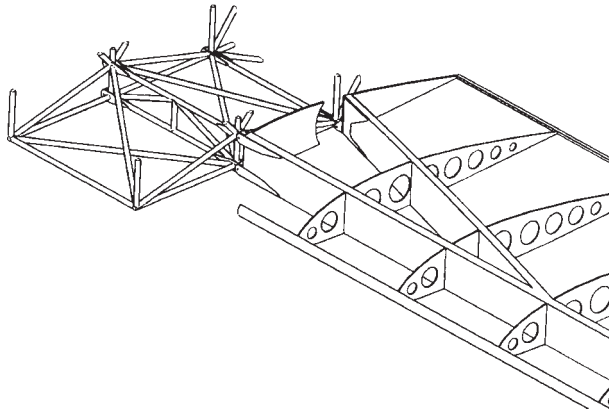


Rys. 14.1. Możliwe rozwiązania połączenia dźwigarów skrzydła z wręgami kadłuba w średniopłacie: a) przęsłem przechodzącym przez środek kadłuba, b) wręgami siłowymi

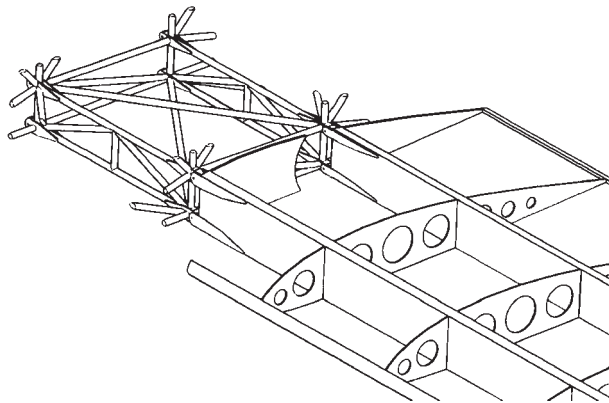


Rys. 14.2. Połączenie dźwigarów skrzydła z wręgami kadłuba w dolnopłacie

Na rysunkach 14.1 i 14.2 przedstawiono rozwiązania stosowane w konstrukcjach półskorupowych. Te same zasady obowiązują jednak również w innych rodzajach konstrukcji. Jeśli np. kadłub w miejscu połączenia ze skrzydłami ma strukturę kratownicową, to w miejscach połączeń z okuciami dźwigarów powinny się znajdować węzły kratownicy, podparte takimi układami prętów, aby możliwe było przeniesienie obciążeń wprowadzanych w kadłub przez dźwigary skrzydła. Takie wewnętrzzkadłubowe struktury łączące widoczne są na rys. 14.3–14.5.



Rys. 14.3. Statycznie wyznaczalne połączenie dźwigara i dźwigarka pomocniczego skrzydła wolnośnego z kratownicą kadłuba

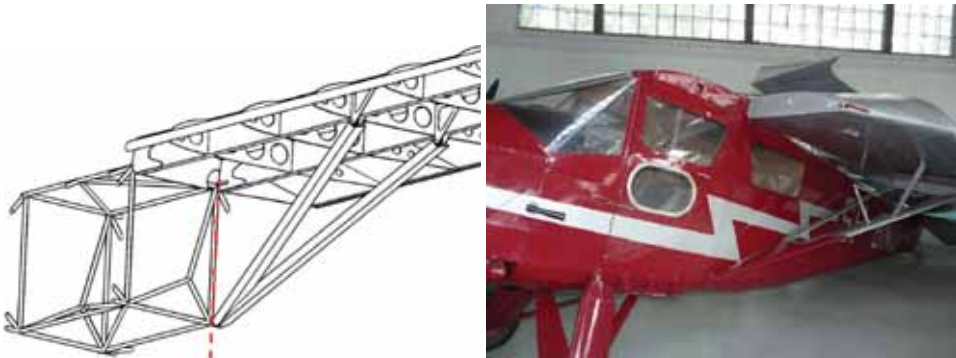


Rys. 14.4. Statycznie niewyznaczalne połączenie dźwigarów skrzydła wolnośnego z kratownicą kadłuba



Rys. 14.5. Kadłub kratownicowy w miejscu połączenia ze skrzydłem wolnośnym. Widoczne okucia dźwigara głównego i przęsło łączące dźwigary obydwu skrzydeł Hawker Typhoon (Imperial War Museum, Duxford)

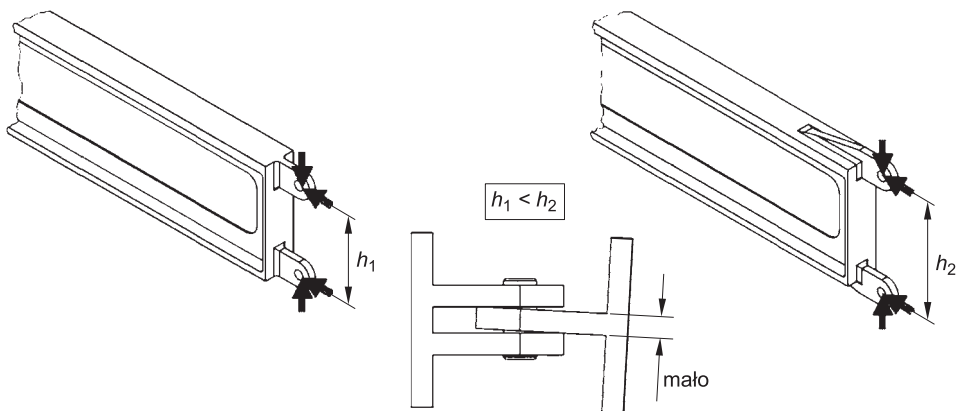
Warto zaznaczyć, że w wielu wypadkach stosowane tu rozwiązania mają również inne zastosowania niż tylko łączenie dwóch głównych elementów. Przykładem jest przedstawione na rys. 14.6 mocowanie skrzydła w samolocie w układzie zastrzałowego górnopłata. Korzyści i wady wynikające z zastosowania zastrzałów opisano w [139]. Tutaj warto zwrócić uwagę na możliwość szczególnego ich ukształtowania. W rozwiązaniu tym występują dwa zastrzały pod każdym skrzydłem, podpierające dwa dźwigary skrzydłowe. Tylny dźwigar i tylny zastrzał tworzą płaszczyznę prostopadłą do kierunku lotu. Górny koniec tego zastrzału zamocowany jest do okucia znajdującego się w narożniku między tylnym dźwigarem a żebrem, dolny natomiast do okucia na węźle kratownicy. Do tego samego okucia i tego samego węzła przymocowany jest też przedni zastrzał, który z drugiej strony zamocowany jest do okucia znajdującego się między żebrem a przednim dźwigarem skrzydła. W rzucie z boku obydwie dźwigary tworzą kształt litery V, przy czym przedni zastrzał jest skośny, a tylny pionowy. Okucia dźwigarów łączą się bezpośrednio z przeciwokuciami zamontowanymi na węzłach kratownicy, przy czym okucie przednie ma sworzeń o osi poziomej, a tylne o osi pionowej. Oś sworznia tylnego okucia dźwigarowego jest współliniowa z osią sworznia wspólnego okucia mocującego zastrzały do kratownicy. Dzięki temu możliwy jest obrót zespołu skrzydła i zastrzałów wokół wspólnej osi tylnego okucia dźwigarowego i zastrzałowego, pod warunkiem że usunięty zostanie sworzeń przedniego okucia dźwigarowego. Rozwiązanie takie jest bardzo wygodne z punktu widzenia hangarowania. W zależności od ilości dostępnego miejsca w hangarze można samolot przechowywać ze skrzydłami rozłożonymi do lotu lub złożonymi wzdłuż kadłuba.



Rys. 14.6. Składane połączenie dźwigarów skrzydła zastrzałowego z kratownicą kadłuba samolotu RWD-13 (Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie)

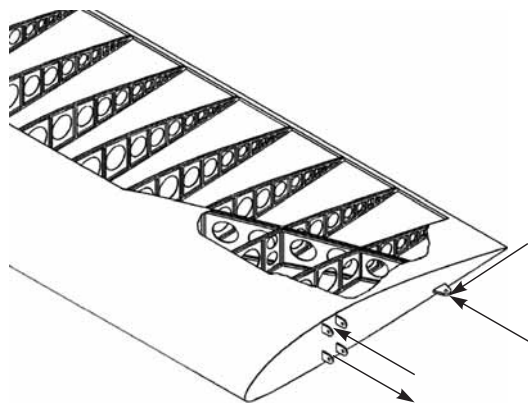
Nad konfiguracją sworzni w poszczególnych okuciach warto się również zastanowić w przypadku skrzydła wolnonośnego [152]. Najprościej byłoby wykonać okucia w postaci blach przynitowanych po bokach pionowej części pasów dźwiga-

ra, zakładając, że pasy wykonane są z teownika lub dwóch kątowników (rys. 14.7). Stosunkowo łatwo byłoby uzyskać w ten sposób dużą wytrzymałość połączenia pomiędzy okuciami a dźwigarem. Dałoby to jednak ucha z otworami o osiach poziomych. Niestety, odległość pomiędzy tymi otworami byłaby stosunkowo niewielka, co powodowałoby, że duży moment gnący dźwigar, charakterystyczny dla skrzydła wolnonośnego, musiałby być przenoszony parą dwóch dużych sił (ze względu na małą odległość pomiędzy nimi i konieczność zrównoważenia momentu). W celu zmniejszenia nacisków na sworznie trzeba by więc stosować takie o dużych średnicach. Problem ten można rozwiązać, wysuwając ucha ponad górny i pod dolny pas dźwigara. Pozwala to zwiększyć odległość pomiędzy otworami i zmniejszyć ich średnice. Komplikuje to jednak konstrukcję okuć i stwarza konieczność stosowania obszernych owiewek osłaniających połączenie. Na tym jednak problemy się nie kończą, gdyż żaden ze sworzni nie jest w stanie przenieść obciążeń wzdłuż swojej osi, co oznacza, że żaden nie przenosi oporu skrzydła. Funkcję tę mogą przejąć ucha okucia i przeciwokucia, opierające się o siebie (rys. 14.10). Ucha te mają jednak zazwyczaj niewielką grubość w kierunku osi sworzni, nie mogą więc przenosić zbyt dużych sił. Ponadto co najmniej jedno ucho musi być ciasno pasowane do przeciwucha, w przeciwnym bowiem razie skrzydło mogłoby się przemieszczać do przodu i do tyłu. Ciasne pasowanie płaskich powierzchni utrudnia ich montaż. Na koniec opierające się o siebie powierzchnie okucia i przeciwokucia są do siebie równoległe tylko teoretycznie. Niewielkie odchylenia od równoległości oznaczają, że ucha opierają się o siebie krawędziami, co może doprowadzić do uszkodzenia powłoki antykorozyjnej, o ile taka na nich występuje. Problem ten można częściowo rozwiązać, stosując odstopniowanie grubości uch w okolicy sworzni lub odpowiednie wkładki, np. zawierające przeguby sferyczne.

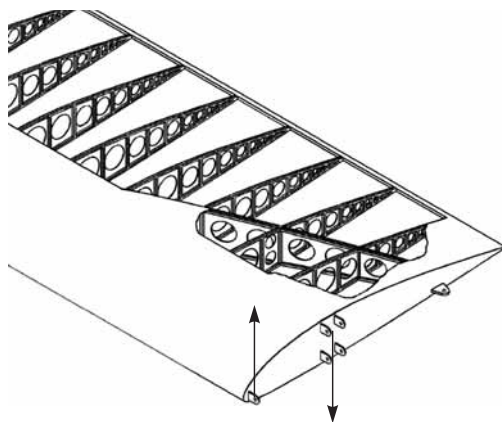


Rys. 14.7. Okucia dźwigara głównego z poziomymi osiami sworzni. Widoczne kierunki obciążeń przenoszonych w sposób prawidłowy, tzn. przez ścinanie sworzni

Problem przenoszenia sił skierowanych równoległe do cięciwy można również rozwiązać, stosując odpowiednią orientację trzeciego okucia, które zazwyczaj zamocowane jest na dźwigarze pomocniczym w celu przeniesienia momentu wokół osi pionowej. Jeśli okucie to ma ucho z pionową osią sworzni, to jest w stanie przenosić siły w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny cięciw skrzydła. W szczególności może więc przenosić obydwie siły wywołane istnieniem oporu skrzydła (rys. 14.8). Pojawia się jednak problem przenoszenia momentu skręcającego, gdyż ucho na pomocniczym dźwigarku przenosiłoby siłę skierowaną pionowo w sposób nieprawidłowy.



Rys. 14.8. Układ okuć prawidłowo przenoszący siłę oporu przy zastosowaniu okuć z poziomymi osiami sworzni na dźwigarze głównym



Rys. 14.9. Układ okuć prawidłowo przenoszący siłę oporu i moment skręcający przy zastosowaniu okuć z poziomymi osiami sworzni na dźwigarze głównym

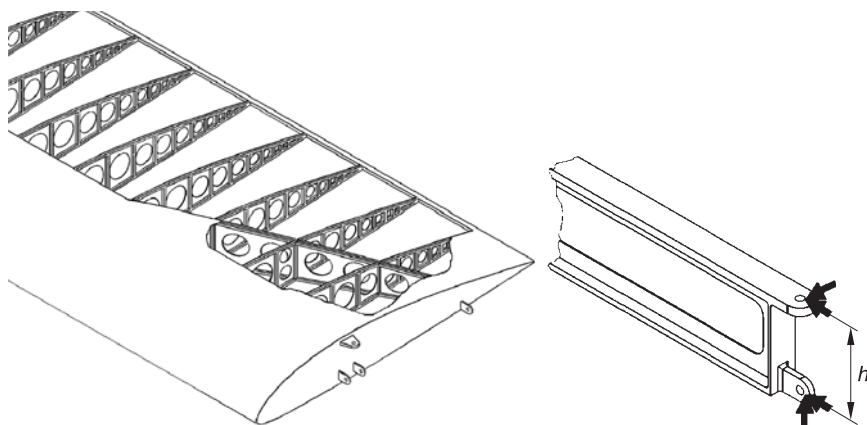
Rozwiązaniem może być instalacja kolejnego okucia z uchem z osią poziomą (rys. 14.9), tym razem na krawędzi natarcia. Oznacza to jednak, że pokrycie w okolicy krawędzi natarcia musi podierać stosunkowo solidna podłużnica. Okazuje się więc, że

zastosowanie, jak by się wydawało, prostego układu okuć na głównym dźwigarze skrzydła wymaga zastosowania co najmniej dwóch dodatkowych okuć pozwalających na przeniesienie wszystkich sił w sposób prawidłowy. Montaż takiego układu okuć jest dosyć skomplikowany, zwłaszcza że odległość pomiędzy otworami w uchach okuć dźwigara głównego wcale nie musi być równa odległości pomiędzy otworami w przeciwokuciach zamontowanych w kadłubie. Biorąc pod uwagę skończoną dokładność wytwarzania i montażu elementów, odległości te są zwykle różne. Co gorsza, nie wiedząc dokładnie, jak będzie wyglądało połączenie, trudno przewidzieć, które ucho (górne czy dolne) będzie przenosiło obciążenia w kierunku pionowym. Utrudnia to analizę wytrzymałościową połączenia, wprowadzając czynnik przypadkowości wywołany niedokładnością wykonania. Rozwiązaniem obydwu problemów może tu być rezygnacja z zamienności całkowitej skrzydeł na rzecz zamienności częściowej. Koncepcja zamienności częściowej w przypadku montażu okuć zakłada, że tylko jeden otwór w uchach okuć dźwigara głównego jest wykonany na gotowo. Dzięki temu możliwe jest połączenie prawie wszystkich okuć z wyjątkiem drugiego okucia w dźwigarze głównym. Po dokonaniu wszystkich tych połączeń rozwierca się otwór równocześnie w uchach okucia i przeciwokucia. Dzięki temu zabiegowi można zmontować okucia ze sworzniami poziomymi na dźwigarze głównym w sposób jednoznaczny z odpowiadającymi im przeciwokuciami, bez wprowadzania naprężeń montażowych. Niestety, połączone w ten sposób skrzydło i kadłub stanowią unikalną parę, co czyni np. wymianę uszkodzonego skrzydła zadaniem nietrywialnym, jako że wyprodukowanie drugiego skrzydła z dokładnie taką samą odległością pomiędzy otworami okuć jest praktycznie niemożliwe. Po raz kolejny stosuje się rozwiercanie jednego z okuć na dźwigarze głównym. Aby to jednak było możliwe, na etapie projektowania okucia trzeba przewidzieć możliwość jego rozwiercania. Nowe połączenie wymaga oczywiście sworznia o większej średnicy. Całe połączenie musi więc być zaprojektowane z odpowiednim nadmiarem. Innym powodem, dla którego czasem projektuje się konstrukcje z nadmiarem, jest przewidywany dalszy rozwój samolotu [260].



Rys. 14.10. Przenoszenie obciążeń w sposób nieprawidłowy jest dopuszczalne po zastosowaniu okuć o odpowiednio powiększonych wymiarach. Przeciwookucia kadłubowe samolotu De Havilland Canada DHC-1 Chipmunk (*Imperial War Museum, Duxford*)

Nieco bardziej skomplikowany układ okuć na głównym dźwigarze przedstawiono na rys. 14.11. W tym przypadku jedno z okuć dźwigara głównego ma poziomą oś sworznia, drugie pionową. Jest to jednak komplikacja pozorna, gdyż układ ten nie generuje większości problemów powstających w poprzednim przykładzie. W tym rozwiązaniu odległość pomiędzy roboczymi powierzchniami okuć jest większa niż poprzednio, nawet bez konieczności wysuwania jednego z nich na zewnątrz obrysu skrzydła. Nie ma też problemu niejednoznaczności przenoszenia obciążeń, gdyż jedno z okuć przenosi siły w płaszczyźnie pionowej, a drugie w poziomej. Zapewnia to możliwość przeniesienia zarówno siły prostopadłej, jak i równoległej do płaszczyzny cięciw. Jest to istotną zaletą, gdyż większość obciążeń przenoszona jest bezpośrednio z dźwigara głównego na kadłub. Potrzebne jest tylko dodatkowe okucie na dźwigarze pomocniczym lub podłużnicy krawędzi natarcia do przeniesienia momentu wokół osi pionowej. Okucie na dźwigarze pomocniczym może ułatwiać montaż skrzydła do kadłuba, jeżeli ma sworzeń z osią poziomą. W szczególności można bowiem umieścić to okucie w takim miejscu, aby jego pozioma oś otworu była współosiowa z poziomą osią otworu w dolnym okuciu dźwigara głównego. Umożliwia to stworzyć zawias, na którym całe skrzydło może obracać się wokół osi poziomej. Pozwala to zmniejszyć liczbę osób niezbędnych do połączenia skrzydła z kadłubem, co jest korzystne zwłaszcza w warunkach polowych. Wszystkie pozostałe układy okuć wymagają, aby całe skrzydło zostało uniesione do pozycji dokładnie odpowiadającej pozycji po zmontowaniu, a następnie precyzyjnie wsunięte okuciami w przeciwokucia. Nawet przy niewielkiej masie skrzydła wymaga to zwykle współpracy czterech osób.

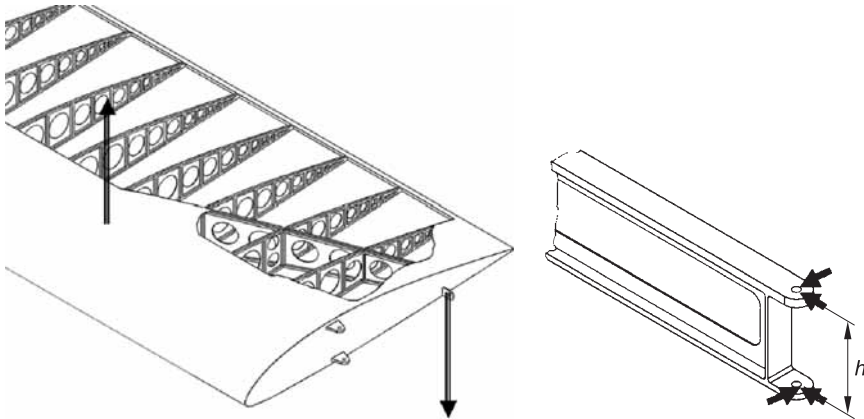


Rys. 14.11. Okucia dźwigara głównego z jedną osią poziomą, a drugą pionową, pozwalają przenieść wszystkie obciążenia w sposób prawidłowy

Tymczasem w omawianym przypadku wystarczą trzy osoby. Najpierw muszą one położyć skrzydło na podłożu obok kadłuba, następnie unieść przykadłubową część skrzydła, opierając je na końcówce, i zapiąć obydwie dolne okucia. Czasami

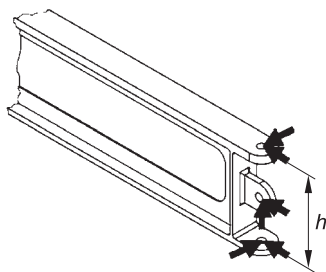
można tego dokonać jednym sworzniem. Na koniec jedna z osób unosi końcówkę, a inna zapina górne okucie na dźwigarze głównym. Jediną wadą tego przypadku okuć wydaje się nieco bardziej skomplikowana geometria połączenia uch okuć z pasami dźwigara, co zwiększa masę w najprostszych rozwiązaniach konstrukcyjnych, nie ma jednak znaczenia w przypadku dźwigarów integralnych. Może się też okazać, że profil skrzydła jest za cienki, aby pomieścić takie okucia.

Dobrym rozwiązaniem dla cienkich skrzydeł jest zastosowanie okuć dźwigara głównego z obydwoma osiami pionowymi, zwłaszcza jeśli dźwigar jest strukturą integralną (rys. 14.12). Wystarczy wtedy przedłużyć pasy dźwigara i przewiercić razem w tej samej operacji. Wiercenie w tej samej operacji pozwala na osiągnięcie współosiowości otworów w obydwu okuciach, zarówno w przypadku okuć, jak i przeciwokuć. W związku z tym montaż jest stosunkowo łatwy, gdyż obydwie okucia można połączyć z przeciwokuciami jednym sworzniem.



Rys. 14.12. Okucia dźwigara głównego z osiami pionowymi dają największe ramię pary sił reakcji, ale do prawidłowego przeniesienia siły nośnej potrzebne jest dodatkowe okucie

Duża dokładność wykonania otworu pozwala również założyć, że siła równoległa do cięciwy przenoszona jest równomiernie przez obydwa okucia. Moment gnący jest w tym przypadku przenoszony również w sposób optymalny, gdyż odległość pomiędzy okuciami jest niewiele mniejsza od grubości profilu skrzydła. Problemem jednak pozostaje przeniesienie siły normalnej do płaszczyzny cięciw, gdyż żadne z okuć na dźwigarze głównym nie jest w stanie przenieść jej w sposób prawidłowy. Można w związku z tym zainstalować dodatkowe okucie na dźwigarze pomocniczym lub podłużnicy krawędzi natarcia. Oznacza to jednak stworzenie dodatkowej pary sił skręcającej skrzydło. Pełnym rozwiązaniem byłoby dopiero zamontowanie dodatkowych okuć zarówno na dźwigarze pomocniczym, jak i na podłużnicy krawędzi natarcia. Moment, o którym mowa nie istniałby również, gdyby dodatkowe okucie znajdowało się pomiędzy okuciami stanowiącymi przedłużenia pasów dźwigara, tak jak na rys. 14.13.



Rys. 14.13. Okucia dźwigara głównego z dwoma osiami pionowymi i jedną poziomą łączy zalety poprzednich rodzajów okuć, ale jest stosunkowo kosztowne i zajmuje dużo miejsca

Rozwiązanie to wydaje się rozwiązywać problemy wszystkich poprzednich układów okuć. Jest jednak najbardziej skomplikowane, a w związku z tym zazwyczaj również ciężkie i kosztowne. Nie da się dzięki niemu uniknąć również instalacji dodatkowego okucia na dźwigarku pomocniczym lub podłużnicy krawędzi natarcia, gdyż musi ono przenosić moment wywołany siłami aerodynamicznymi w płaszczyźnie cięciw. Ponadto w przypadku cienkich profili skrzydeł pomiędzy okuciami na pasach dźwigara może zabraknąć miejsca na trzecie okucie. Pojęcie „cienki profil skrzydła” ma jednak względne znaczenie, gdyż omawiane rozwiązanie zastosowano np. w samolocie MiG-21, który niewątpliwie ma bardzo cienki profil skrzydeł, wyrażając jego grubość w procentach, jednakże dzięki bardzo dużej cięciwie przykadłubowej skrzydła delta, ta sama grubość wyrażona w milimetrach jest już w zupełności wystarczająca do zastosowania omawianego rozwiązania (rys. 14.14).



Rys. 14.14. Okucia dźwigara głównego z dwoma osiami pionowymi i jedną poziomą w samolocie MiG-21 (Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie)

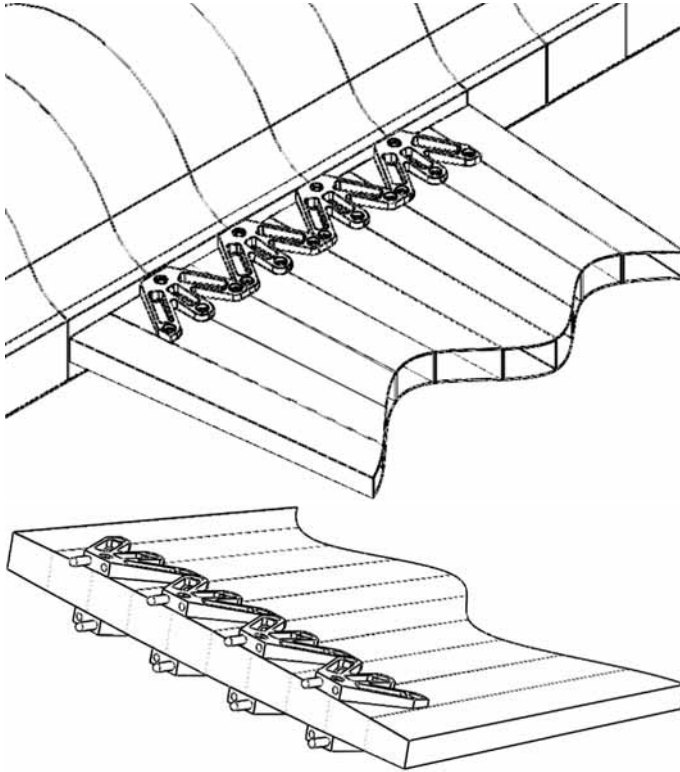


Rys. 14.15. Okucia dźwigara pomocniczego z dwoma osiami pionowymi w samolocie MiG-21 (Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie)

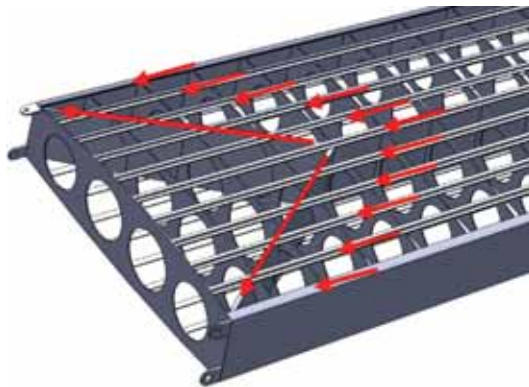
Czasami jednak grubość skrzydła jest faktycznie zbyt mała, aby pomieścić okucia będące przedłużeniem pasów dźwigara. Zakładając jednak, że połączenie będzie oprofilowane obszerną owiewką, można wykonać okucia w postaci nakładek instalowanych na zewnątrz pokrycia skrzydła (rys. 14.16) w takich miejscach, aby mocujące je sworznie przechodziły przez pasy dźwigarów konstrukcji wielodźwigarowej. Następnie nakładki te mogą być przykręcone do wręg kadłubowych śrubami, a ich położenie ustalone sworzniami. Zasadniczą wadą tego rozwiązania jest konieczność przenoszenia momentu gnącego ze skrzydła na kadłub poprzez rozciąganie śrub, których gwinty mogą ulegać zerwaniu. Jeśli jednak śrub tych jest wystarczająco dużo, to takie rozwiązanie okazuje się odpowiednie.

Rozwiązanie to prowadzi bezpośrednio do rozważań na temat połączeń struktur skorupowych, jako że łączenie ich przy pomocy konwencjonalnych okuć nie jest optymalne. Zasadniczym problemem jest tu fakt, że największe obciążenia, a zwłaszcza moment gnący, przenoszone są w konstrukcjach skorupowych przez całe pokrycie i usztywniające je podłużnice, tymczasem konwencjonalne okucia są strukturami przenoszącymi obciążenia skupione. Pojawia się więc zagadnienie zebrania obciążeń z całego pokrycia i wprowadzenia go w okucia. Można tego dokonać przy pomocy dodatkowych skośnych ścianek (rys. 14.17). Ścianki te muszą być przymocowane bezpośrednio do pokrycia, dzięki czemu siły przenoszone przez pokrycie mogą zostać przejęte przez te ścianki. Zakończenia ścianek dodatkowych zbiegają się ze ściankami zamykającymi keson w miejscach zamocowania okuć. Rozwiązanie to bywa czasem stosowane, warto jednak zauważyć,

że wymaga zastosowania dodatkowych skośnych ścianek, a pokrycie pomiędzy nimi a żebrem zamykającym przestaje przenosić obciążenia i pełni rolę owiewki. Jest to więc rozwiązanie stosunkowo ciężkie.

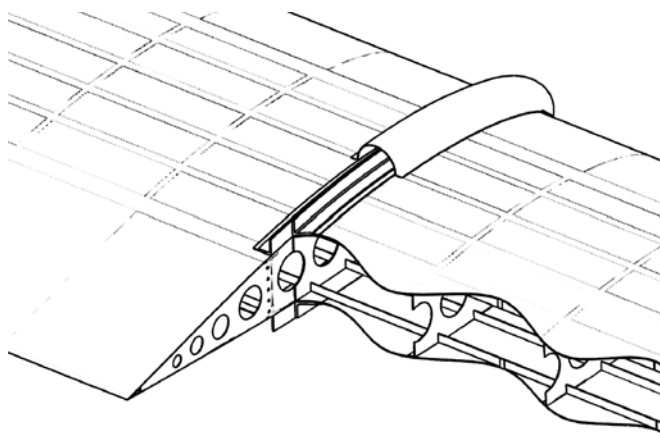


Rys. 14.16. Okucia nakładkowe



Rys. 14.17. Połączenie skrzydła skorupowego przy pomocy okuc

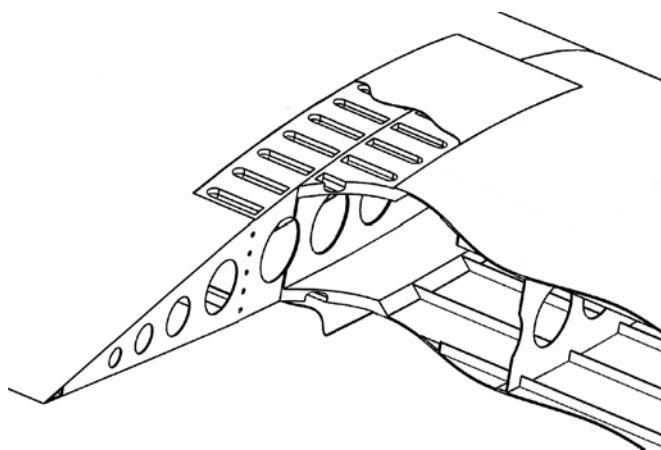
Znacznie korzystniejsze jest tzw. połączenie kołnierzowe, którego działanie najprościej można objaśnić na przykładzie połączenia końcówki skrzydła z centroplatem. W najprostszym przypadku polega ono na donitowaniu do pokrycia i półek żeber zamykających kątowników, które następnie połączone są ze sobą śrubami, jak na rys. 14.18. Dzięki temu powstaje niemal ciągłe połączenie wokół niemal całego obwodu kesonu. Można więc przyjąć że obciążenia z pokrycia końcówki skrzydła zostają wprowadzone niemal bezpośrednio w pokrycie centroplata. Połączenie powstaje dzięki śrubom pracującym na rozciąganie, co nie jest korzystne ze względu na możliwość zrywania się gwintów. Można się jednak nie obawiać tego zjawiska, biorąc pod uwagę, że śrub tych jest bardzo dużo. Spore wątpliwości mogą budzić wystające na zewnątrz pokrycia kątowniki, które trzeba okrywać dodatkowymi owiewkami. W przypadku jednak zastosowania frezowanych pokryć integralnych daje się połączenie kołnierzowe ukryć wewnątrz struktury skrzydła. W tym celu w pobliżu żebra zamykającego pokrycie musi być znacznie pogrubione, osiągając grubość nawet kilku centymetrów. W pogrubionej części pokrycia, od strony zewnętrznej, wyfrezowane są podłużne zagłębienia prostopadłe do płaszczyzny podziału, jak na rys. 14.19.



Rys. 14.18. Połączenie kołnierzowe z kątownikiem

W ścianie każdego zagłębienia, oddzielającej je od płaszczyzny podziału, wywiercony jest otwór na śruby łączące. Po jednej stronie płaszczyzny podziału zagłębienia muszą być dłuższe od śrub. Dzięki temu w zagłębienie takie można włożyć śrubę, a następnie przesunąć ją przez otwór. Jeśli otwory w obydwu łączonych elementach są dokładnie wywiercone, to można przesunąć śruby we wszystkich zagłębieniach jednego elementu przez otwory, aż do zagłębień w dru-

gim elemencie, gdzie na śruby nakręca się nakrętki. Dzięki temu całe połączenie może powstać pod powierzchnią pokrycia. Owiewka zakrywająca połączenie nie będzie więc wystawała ponad pokrycie. Kluczowym problemem w obydwu przypadkach jest jednak zgranie wszystkich otworów. W przypadku kątowników przynitowanych na zewnątrz problem jest łatwiejszy do rozwiązania, gdyż otwory można wywiercić wspólnie w obydwu kątownikach w trakcie montażu, tworząc unikalne pary łączonych elementów. W przypadku umieszczenia śrub w zagłębieniach pokrycia problem jest znacznie trudniejszy, gdyż otwory na śruby trzeba wiercić w pokryciach obydwu łączonych elementów oddzielnie, co wymaga bardzo dużej dokładności wiercenia. Co gorsza, pasowanie otworów może zostać zakłócone nawet przez zmiany wymiarów pokrycia na skutek zmian temperatury w hali montażowej. Wszystko to sprawia, że połączenia kołnierzone nie nadają się zbyt dobrze do łączenia elementów, które muszą być często demontowane w trakcie eksploatacji samolotu.

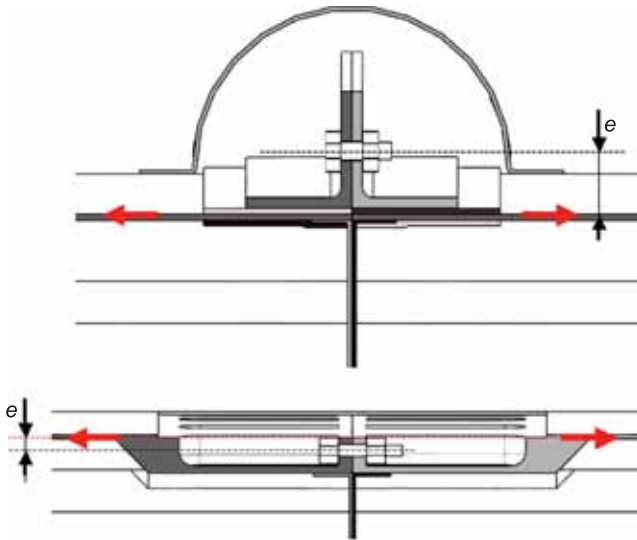


Rys. 14.19. Połączenie kołnierzone wpuszczane

Można się również zastanawiać, w jaki sposób w tym przypadku obciążenia przenoszone są pomiędzy elementami. Warto bowiem zauważyć, że siły rozciągające w pokryciach po obydwu stronach połączenia przenoszone są między nimi poprzez rozciąganie śrub. Tymczasem śruby te znajdują się albo na zewnątrz pokrycia, w przypadku zastosowania zewnętrznych kątowników, albo wewnątrz skrzydła, pod jego pokryciem (rys. 14.20). Pomiędzy pokryciami a śrubami istnieje więc mimośród, który sprawia, że siły w pokryciu i siły w śrubach tworzą pary sił zginające pokrycie lokalnie wokół połączenia [261, 262]. Można temu zjawisku zaradzić, projektując połączenie z pogrubionym pokryciem tak, aby osie śrub znajdowały się

na powierzchni leżącej w połowie grubości pokrycia. Jednakże nie da się takiego połączenia przykryć owiewką niewystającą ponad powierzchnię skrzydła.

Przykłady połączeń kołnierzowych przedstawiono na rys. 14.21 i 14.22. Na pierwszym z nich warto zwrócić uwagę na sposób, w jaki przenoszone są siły tnące w pionowych ściankach zamykających keson. Do ich powierzchni czołowych przymocowane są grzebienie, które po skręceniu wszystkich śrub połączenia blokują się z przeciwgrzebieniami umieszczonymi na ściankach skrzydeł uniemożliwiając względne przemieszczanie się ścianek w kierunku pionowym. W drugim przykładzie siły tnące przenoszone są przy pomocy sworzni łączących żebra zamykające kesony.

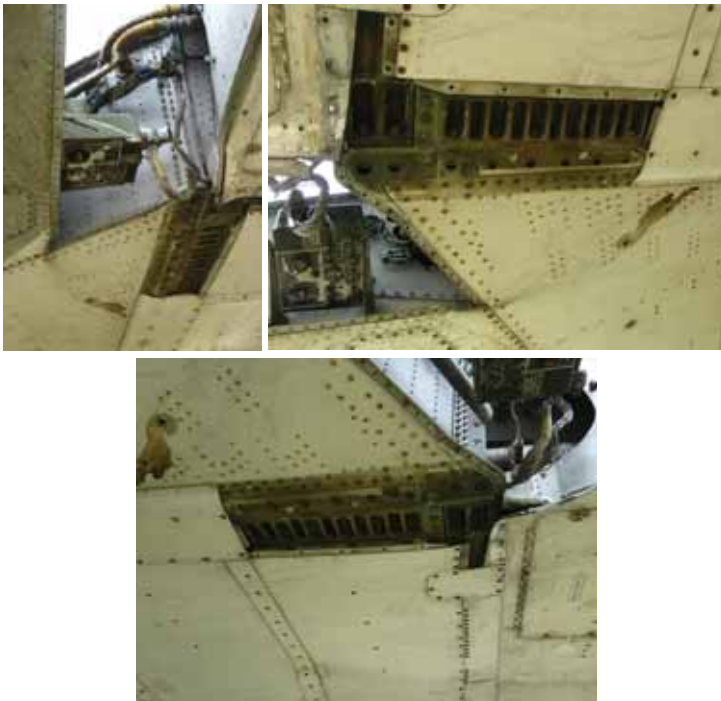


Rys. 14.20. Problem mimośrodowości obciążenia sworzni w połączeniach kołnierzowych

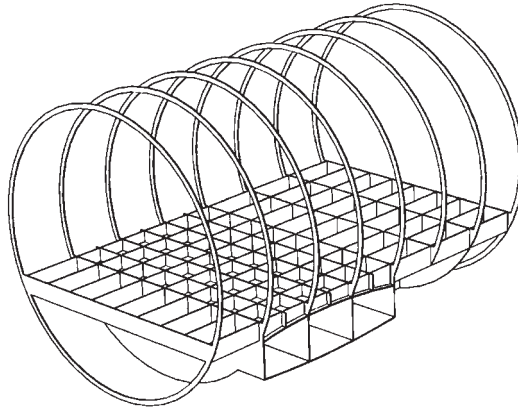
Warto również zwrócić uwagę na fakt, że i w tym przypadku obowiązuje zasada podana na wstępie tego rozdziału odnośnie do połączeń skrzydło–kadłub. Elementem odpowiadającym kesonowi w skrzydle jest keson krótkiego centroplata stanowiącego integralną część struktury kadłuba (rys. 14.23). Integralność w tym przypadku może polegać na tym, że ścianki zamykające keson centroplata są również fragmentami wręg siłowych kadłuba. Na połączeniu skrzydło–kadłub korzystniejsze może się też okazać połączenie kołnierzowe z wystającymi kątownikami. Mogą się one bowiem łączyć bezpośrednio ze ściankami pokrycia kadłuba, po czym są opprofilowane owiewkami przejścia skrzydło–kadłub.



Rys. 14.21. Połączenie kołnierzowe skrzydła samolotu Airspeed Ambassador z kadłubem (*Imperial War Museum, Duxford*)

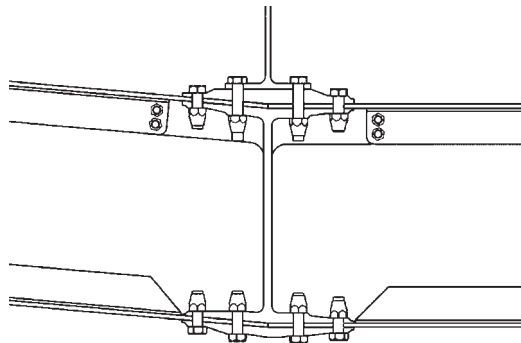


Rys. 14.22. Połączenie kołnierzowe skrzydła samolotu Tu-134 z kadłubem (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)



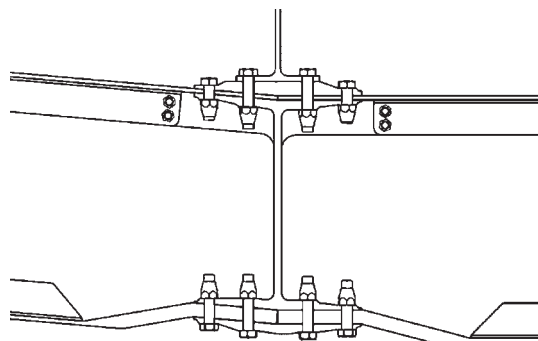
Rys. 14.23. Centralna część kadłuba samolotu pasażerskiego integralna z centroplątem jego skrzydła

Stosuje się tu również tzw. połączenie splątane (rys. 14.24), polegające na tym, że integralne żebro przykadłubowe ma przekrój zbliżony do dwuteownika. Jedna jego część połączona jest z pokryciem centroplata, natomiast druga z pokryciem wewnętrznej części skrzydła. W celu uniknięcia połączenia sworzniami jednocieętymi, na zewnętrznej powierzchni połączenia przymocowana jest nakładka przykrywająca całą dolną lub górną powierzchnię połączenia. Te same sworznie, które łączą żebro z pokryciami i nakładką górną, służą również do wykonania połączenia z pokryciem kadłuba. Górna część tego połączenia ukryta jest następnie wewnątrz owiewki przejścia skrzydło–kadłub. Jeśli owiewka ta nie wystaje poniżej dolnej powierzchni skrzydła, to dolne połączenie skrzydło–kadłub może wykorzystywać „zagięte” do góry integralne panele pokrycia dolnego. Nakładki dolne i łby sworzni mogą wtedy być ukryte pod indywidualną owiewką w postaci paska blachy. Wadą tego rozwiązania jest to, że pokrycia dolne będą ulegały zginaniu. Wystarczy jednak, żeby były w okolicy pogrubione, gdyż większe zazwyczaj obciążenia dodatnie rozciągają dolną część połączenia. Ryzyko wybooczenia pokrycia jest więc niewielkie.



Rys. 14.24. Połączenie splątane pokrycia skrzydła skorupowego z centroplątem i kadłubem

UWAGA: Sworznie tworzące połączenie dolnych pokryć mogą być umieszczone tak jak na rysunku 14.24 i 14.25 tylko wtedy, jeśli są to sworznie z końcówkami zaciskowymi. Sworznie z gwintami i nakrętkami muszą być zawsze zorientowane nakrętkami w dół, tak aby ewentualne odkręcenie się nakrętki nie spowodowało wysunięcia się sworznia z otworu.



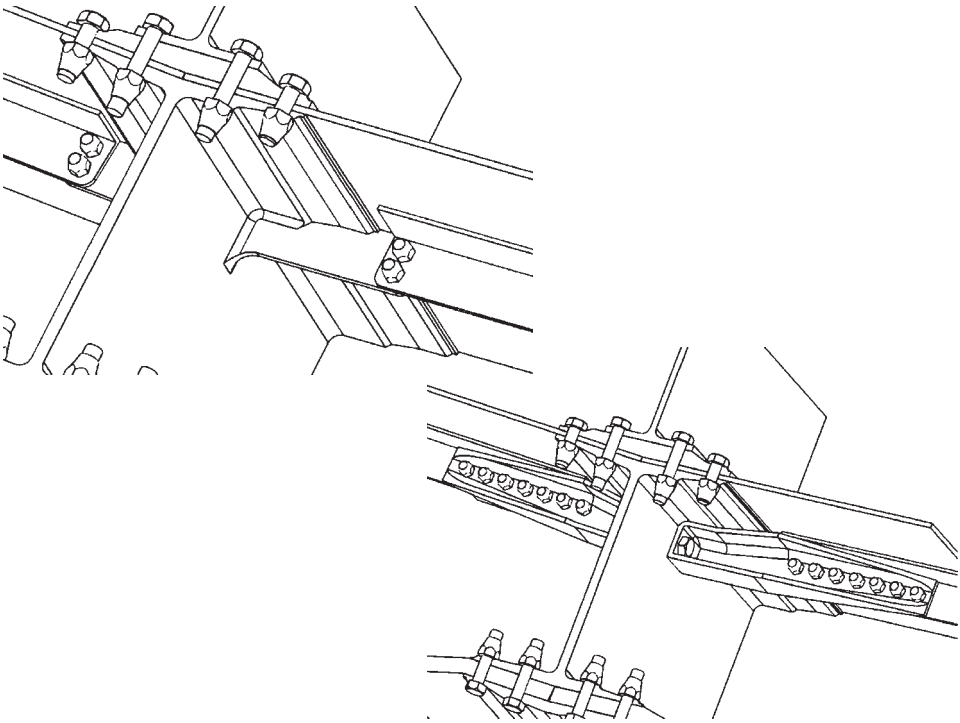
Rys. 14.25. Mimośrodowe połączenie splecione pokrycia skrzydła skorupowego z centropłatem i kadłubem o małym oporze aerodynamicznym

W celu zmniejszenia prawdopodobieństwa wyboczenia pokrycia, zwłaszcza górnego, korzystne jest połączenie podłużnic części zewnętrznej skrzydła i centropłata. Można tego dokonać, frezując integralne żebra z łącznikami. Biorąc jednak pod uwagę, że podłużnice zazwyczaj są nitowane do pokrycia, istnieje znaczne prawdopodobieństwo, że nie będą pasowały do łączników. Zamiast tego można zastosować nakładki kompensujące niedokładności nitowania (rys. 14.26).

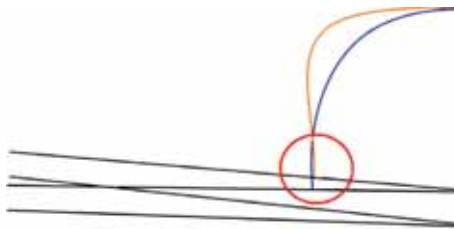
W każdym rozwiązaniu, gdzie pokrycie pracujące jednego elementu łączy się bezpośrednio z pokryciem innego, trzeba się liczyć z przenoszeniem odkształceń pomiędzy poszczególnymi fragmentami konstrukcji. Dla przykładu, pod wpływem momentu gnącego skrzydło ugina się do góry. Jeśli pokrycie kadłuba łączy się z pokryciem skrzydła w taki sposób, że kąt pomiędzy nimi nie może ulec zmianie, to ugięcie skrzydła będzie powodowało również zginanie pokrycia kadłuba (rys. 14.27). Zjawisko to może powodować obniżenie trwałości zmęczeniowej pokrycia kadłuba, jak również przekroczenie jego wytrzymałości doraźnej.

Jeśli konstruktor chce uniknąć przenoszenia momentu gnącego przez kadłub, to może zastosować przegubowe połączenie skrzydło–kadłub. Dwa przykłady takiego połączenia przedstawiono na rys. 14.28–14.30. W pierwszym przypadku przednie lewe okucie blokuje ruchy skrzydła w kierunku pionowym i wzdłuż rozpiętości. Tylne środkowe okucie uniemożliwia przemieszczanie się skrzydła wzdłuż osi kadłuba, a wraz z lewym przednim uniemożliwia obrót wzdłuż osi pionowej. Pozostałe okucia blokują pozostałe dwa obroty, jednakże w taki spo-

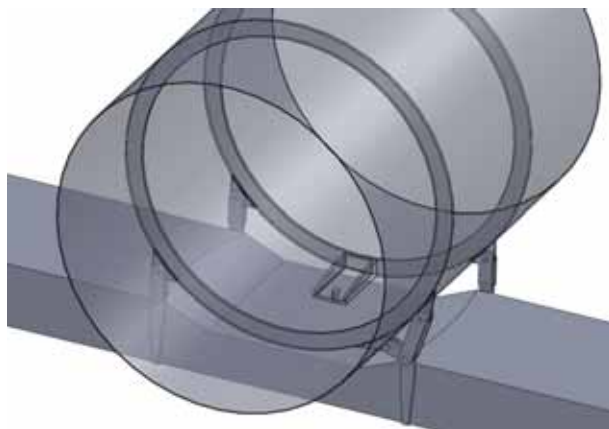
sób, że ugięcie skrzydła nie przenosi się na kadłub. Powoduje tylko nieznaczne przekoszenie skrzydła względem osi kadłuba, gdyż odległość pomiędzy lewym przednim a tylnym środkowym okuciem nie ulega znacznym zmianom. Warto w tym miejscu zwrócić uwagę na fakt, że wszystkie okucia oprócz tylnego środkowego przymocowane są do wręg kadłuba. Tylne środkowe leży natomiast na powierzchni pokrycia kadłuba. W jego konstrukcji warto postarać się, aby działające nań reakcje były styczne do powierzchni pokrycia kadłuba.



Rys. 14.26. Mocowanie podłużnic w połączeniu spletanym



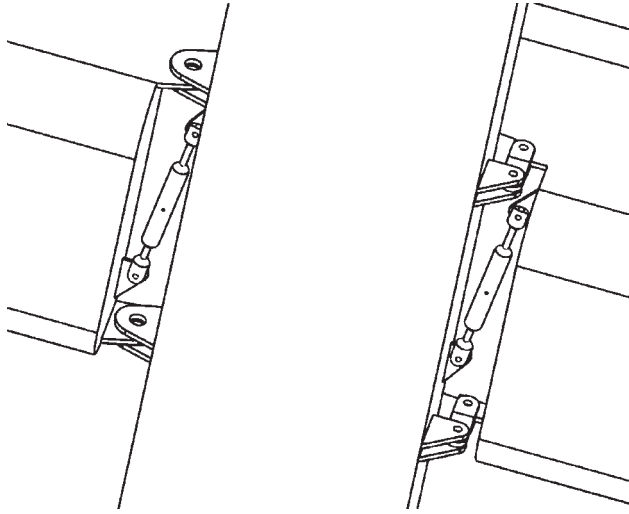
Rys. 14.27. Problem zginania pokrycia kadłuba w sztywnym połączeniu kadłuba ze skrzydłem skropowym



Rys. 14.28. Przykład przegubowego połączenia kadłuba ze skrzydłem

Inne rozwiązanie połączenia przegubowego przedstawiono na rys. 14.29 i 14.30. W tym przypadku do ścianki dźwigara przedniego i ukrytych wewnątrz kesonu żeber przymocowane są okucia o osiach poziomych zorientowanych wzdłuż rozpiętości skrzydła. Są one rozmieszczone w taki sposób, aby wzmocnione okuciami powłoki kadłuba znalazły się pomiędzy uchami okuć. Odległość pomiędzy uchami w każdym okuciu skrzydłowym jest znacznie większa od grubości przeciwokucia. W związku z tym połączenie to przenosi tylko siły pionowe i poziome zorientowane wzdłuż kadłuba oraz momenty wokół osi pionowej i wokół osi kadłuba. Nie są natomiast przenoszone siły wzdłuż rozpiętości skrzydła oraz moment wokół osi prostopadłej do płaszczyzny symetrii. Moment ten jest odbierany przez okucia przymocowane do ścianki tylnego dźwigara i ukrytych wewnątrz kesonu żeber. Okucia te połączone są z przeciwokuciami kadłubowymi przy pomocy wahaczy. Dzięki temu skompensowane są niedokładności wykonania skrzydła i kadłuba. Siły prostopadłe do płaszczyzny symetrii samolotu przenoszone są przez dwie śruby rzymskie, przymocowane do ścianek przedniego i tylnego dźwigara oraz wręg zamykających wykrój w kadłubie. Rozwiązanie to ma jedną istotną wadę. Wymaga wykonania kadłuba z dużym wykrojem na keson skrzydła. Wykrój ten może w znaczący sposób osłabić kadłub, zwłaszcza jeśli samolot jest mały, a nad wykrojem znajduje się drugi wykrój na kabinę pilota. Sposobem na przeniesienie momentu skręcającego pomiędzy przednią a tylną częścią kadłuba jest wtedy wykonanie w kabinie „podłokietników” o przekroju zamkniętym.

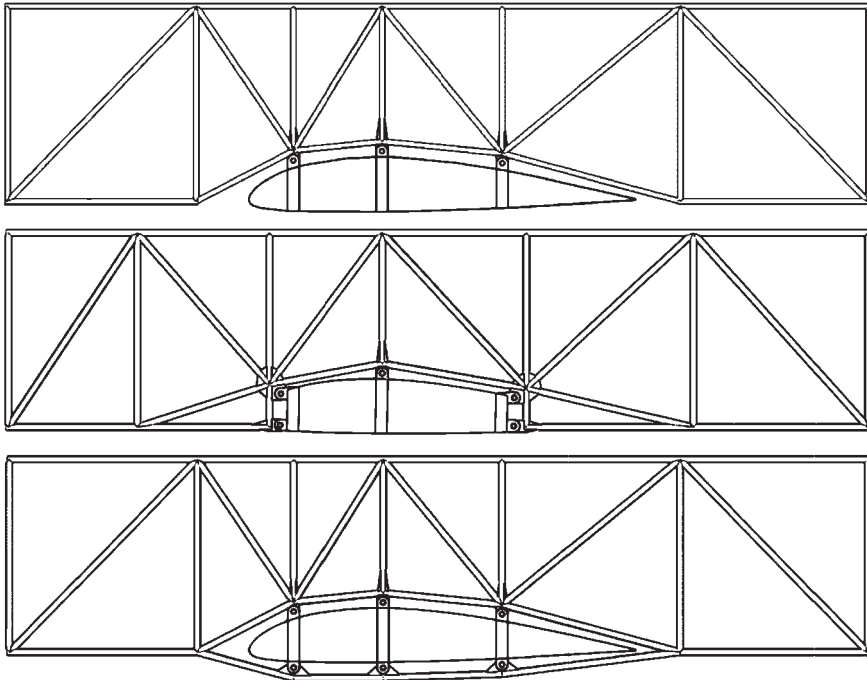
Podobny problem może się pojawić również w konstrukcji kratownicowej z niedzielonym skrzydłem, jak na rys. 14.31. Nie ma w tym przypadku problemu z przeniesieniem momentu skręcającego, może się jednak okazać, że wysokość kratownicy jest zbyt mała, aby przenieść moment gnący [261].



Rys. 14.29. Przykład przegubowego połączenia kadłuba ze skrzydłem



Rys. 14.30. Przykład przegubowego połączenia kadłuba ze skrzydłem w samolocie PZL-130 Orlik
(Airbus Polska/Piotr Jaśkowski)

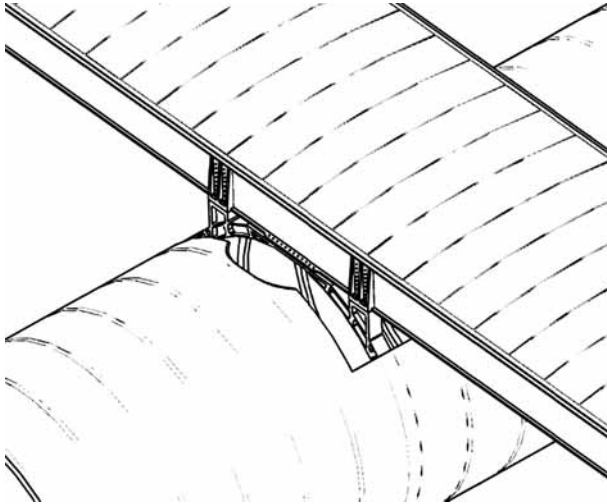


Rys. 14.31. Możliwe rozwiązania problemu zbyt niskiej kratownicy w miejscu połączenia kadłuba ze skrzydłem

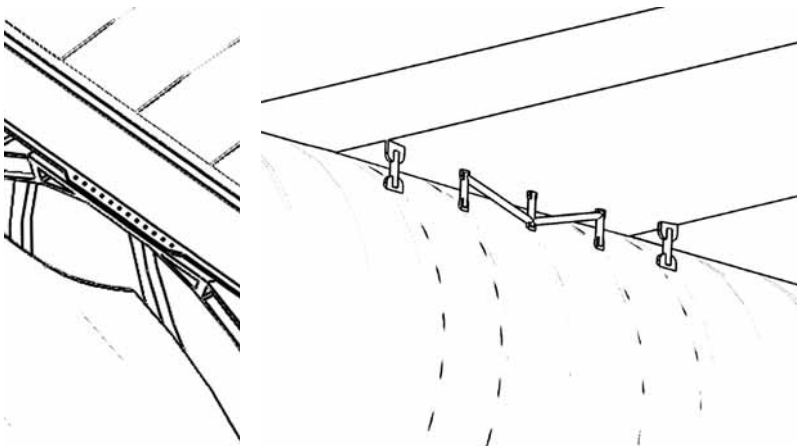
Rozwiązaniem może się w tym przypadku okazać dodanie dodatkowych okuć w taki sposób, aby dolne pokrycie skrzydła mogło przenieść część momentu zginającego kadłub. Oczywiście musi ono być w tym celu wzmocnione żebrzem siłowym. Innym rozwiązaniem może być dodanie dodatkowego pręta kratownicy kadłubowej, otaczającego skrzydło, oraz dodatkowych okuć usztywniających ten pręt poprzez ścianki dźwigarów skrzydła. Pręt ten będzie mógł dzięki temu przenosić moment zginający. Należy jednak zwrócić uwagę na fakt, że umieszczenie skrzydła w takiej „szczelinie” w kratownicy może być trudne, zwłaszcza jeżeli ze skrzydła wystaje dużo dodatkowych elementów, np. wysięgniki do mocowania klap szczelinowych.

Problemów tego rodzaju można uniknąć, montując skrzydło ponad lub pod kadłubem, tak jak na rys. 14.32 i 14.33. W pierwszym przypadku półskorupowe skrzydło jest zamocowane do dwóch wręg siłowych kadłuba. W płaszczyźnie symetrii dolny pas dźwigara połączony jest bezpośrednio z wręgą siłową. Pozwala to przenieść wszystkie siły i momenty symetryczne. Momenty niesymetryczne, wynikające np. z wychylenia lotek, przenoszone są przy pomocy wsporników łączących wręgę z pasem dźwigara i jego ścianką w pewnej odległości od płaszczyzny symetrii. W drugim przypadku skrzydło skorupowe zamocowane jest do wręg siłowych

kadłuba przy pomocy kratownicy łączącej te wręgi z zębem siłowym w skrzydle. Dolne pokrycie skrzydła może też być połączone z wręgami siłowymi w okolicy płaszczyzny symetrii. W obydwu przypadkach pokrycie kadłuba nie będzie zginane, o ile tylko wręgi siłowe będą odpowiednio sztywne. Ponadto w obydwu przypadkach połączenie to wymaga zastosowania odpowiednio obszernej owiewki.



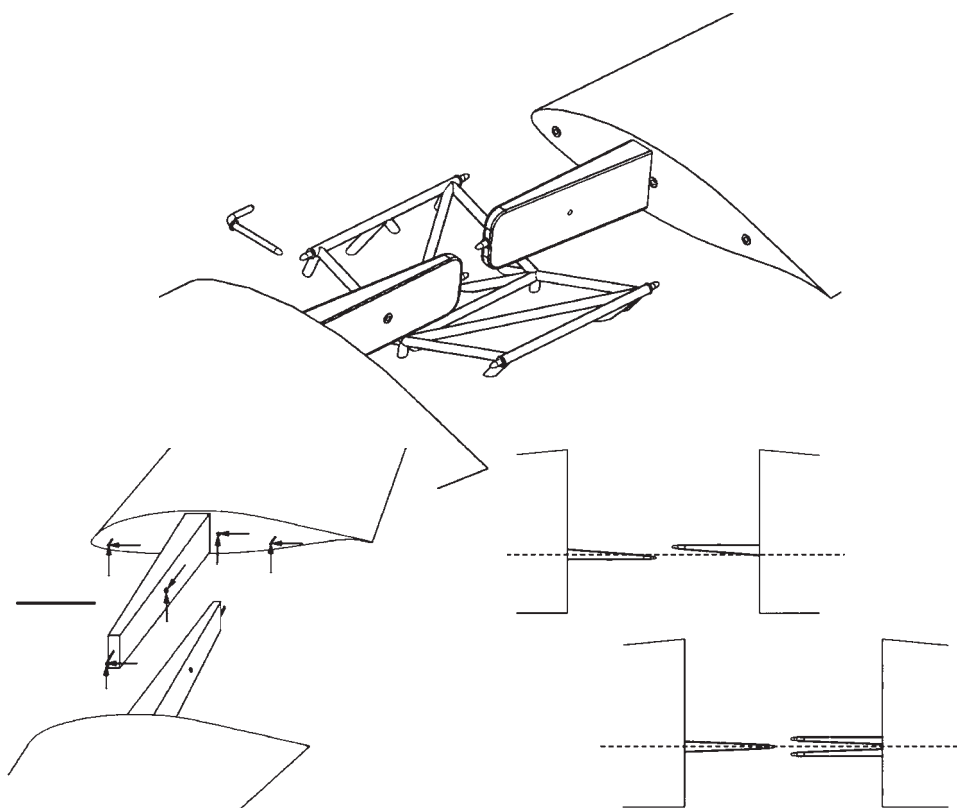
Rys. 14.32. Połączenie kadłuba ze skrzydłem przy pomocy krótkich zastrzałów – wsporników



Rys. 14.33. Połączenie kadłuba ze skrzydłem przy pomocy krótkich zastrzałów tworzących kratownicę

Bardzo ciekawy rodzaj połączeń skrzydło–kadłub wypracowany został przez lata doświadczeń w szybownictwie [263–266]. Charakteryzuje się on zastosowaniem przedłużonego dźwigara skrzydła, często nazywanego bagnetem lub kiku-

tem, wystającego ze skrzydła w miejscu połączenia (rys. 14.34). W najbardziej klasycznym rozwiązaniu z końcówki bagnetu wystaje sworzeń, który podczas łączenia skrzydeł wchodzi w gniazdo w żebrze przykadłubowym drugiego skrzydła. Podobnie z drugiego skrzydła również wystaje bagnet zaopatrzony na końcu w sworzeń. Sworzeń ten wchodzi w gniazdo w pierwszym skrzydle. Obydwa bagnety mają w połowie swej długości tuleje, przez które przechodzi sworzeń zabezpieczający je przed rozsunięciem się. Połączone tym sworzniem skrzydła stanowią jedną całość, a bagnety przenoszą moment gnący z jednego skrzydła na drugie, bez pośrednictwa żadnych innych elementów. Wystarczy więc podczepić pod nie kadłub, aby otrzymać efektywne połączenie.



Rys. 14.34. Bagnetowe połączenie skrzydeł z jednym sworzniem łączącym, stosowane w szybowcach

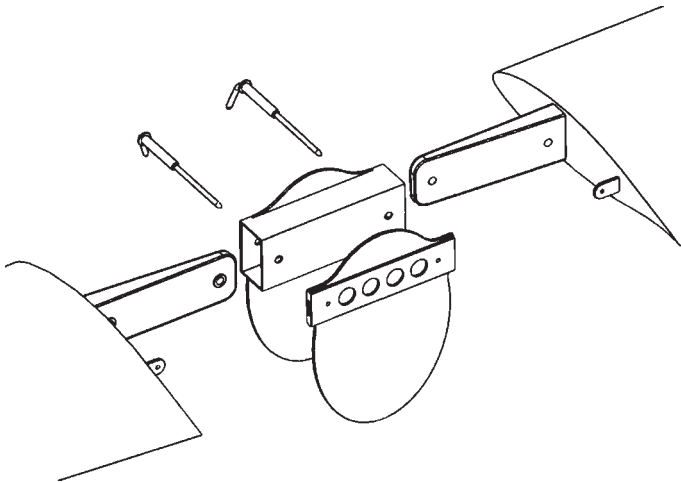
W pierwszych szybowcach kompozytowych konstruktorzy nie mieli jeszcze zaufania do stosowanych rozwiązań, dlatego też przednia część kadłuba często konstruowana była jako kratownica łącząca węzły mocowania skrzydeł, podwozie i fotel pilota. Z węzłów tejże kratownicy wystawały sworznie wchodzące w gniazda w żebrach przykadłubowych obydwu skrzydeł, pozwalając na przenie-

sienie zarówno siły nośnej, jak i siły oporu i momentu skręcającego skrzydła na kadłub. Moment gnący wokół osi pionowej i wszelkie momenty niesymetryczne przenoszone były przez kołnierze sworzni i tuleje łożysk wahliwych spełniających rolę gniazd w żebrach przykadłubowych. W chwili obecnej sworznie łączące skrzydła z kadłubem wystają zazwyczaj z kompozytowych wręg siłowych. Największą zaletą tego połączenia jest to, że wszystkie siły przenoszone na kadłub są niewielkie w porównaniu z momentem gnącym, który „zamyka się” wewnątrz układu dźwigarów i wystających ze skrzydeł bagnetów i nie jest przenoszony na kadłub. W kadłubie potrzebny jest tylko niewielki wykrój pozwalający na przejście obydwu bagnetów na wylot. Połączenie to jest też bardzo łatwo demontowalne, co jest niezwykle ważne w przypadku lądowania szybowca w terenie przygodnym, a zdarza się nader często. Demontowalność pozwala na bardzo szybkie przetransportowanie szybowca z powrotem na lotnisko w przyczepce transportowej.

Rozwiązanie to ma też oczywiście swoje wady. Najważniejszą z nich jest wielokrotna statyczna niewyznaczalność tego połączenia. Oznacza to, że obliczenia wytrzymałościowe trzeba prowadzić przy pomocy bardzo skomplikowanych metod z metodą elementów skończonych włącznie, gdyż metody uproszczone dają znaczne błędy, co skutkuje koniecznością stosowania dużych współczynników bezpieczeństwa i wzrostem masy konstrukcji. Drugą istotną wadą jest to, że mijające się bagnety muszą być nieco względem siebie przesunięte. Jeden z nich musi być przesunięty nieco bardziej do przodu, drugi nieco bardziej do tyłu, aby mogły się minąć. A ponieważ bagnety te są przedłużeniem dźwigarów, więc również dźwigary rozmieszczone są w skrzydłach niesymetrycznie. Może to wpływać na właściwości lotne szybowca, gdyż niesymetryczne struktury skrzydeł reagowałyby niejednakowo na symetryczne obciążenia. To z kolei powodowałoby niesymetryczne deformacje skrzydeł, a co za tym idzie wywoływałoby niesymetrię reakcji szybowca i niesymetrię obciążeń. Można temu częściowo zapobiec, stosując dźwigary nieco zakrzywione w taki sposób, że odległe części dźwigarów są symetryczne. Dopiero w niewielkiej odległości od kadłuba jeden dźwigar wygięty jest nieco do przodu, przeciwny nieco do tyłu. Pozwala to zredukować niesymetrię szybowca w stopniu wystarczającym dla bezpiecznego wykonywania lotów. Innym rozwiązaniem tego problemu jest wykonanie prostych dźwigarów, przy czym jeden z nich ma wystającą końcówkę w postaci dwóch rozwidlonych bagnetów. W tym rozwiązaniu pojedynczy bagnet jednego skrzydła wchodzi pomiędzy dwa bagnety przeciwnego. Jest to rozwiązanie niemal symetryczne, jednakże znacznie trudniejsze do wykonania.

Problem statycznej niewyznaczalności można do pewnego stopnia rozwiązać, stosując jedną z wersji tego rozwiązania. W tym przypadku bagnety przechodzą przez skrzynkową wręgę główną kadłuba i połączone są dwoma sworzniami przy końcówce i u nasady każdego z nich (rys. 14.35). Sworznie te nie tylko pozwalają na przeniesienie momentu gnącego z jednego skrzydła na drugie, ale również

przenoszą siłę nośną i siły skierowane wzdłuż rozpiętości skrzydła. Przenoszą też moment skręcający i to w dwóch różnych miejscach. Z dźwigarka pomocniczego wystają bowiem ucha okucia pomocniczego, które „zapinane” są tymi samymi sworzniami co bagnet. Dzięki temu sworznie przenoszą obydwie z pary sił równoważące moment skręcający. Ucha dźwigarków pomocniczych przenoszą również moment od siły oporu i samą siłę oporu. Tę ostatnią przenoszą jednak w sposób nieprawidłowy, gdyż jest ona prostopadła do powierzchni uch. Należy o tym pamiętać i podjąć odpowiednie środki zapobiegawcze w postaci odpowiedniego pogrubienia przekroju każdego z uch w kierunku zapinających je sworzni. Ponadto ucha powinny ciasno pasować do kieszeni we wrędze pomocniczej, aby uniknąć przesuwania się skrzydła do przodu i do tyłu, zależnie od zwrotu siły równoległej do cięciwy, która, jak wykazano w [139], może mieć zwrot zarówno do przodu, jak i do tyłu.



Rys. 14.35. Połączenie bagnetowe z dwoma sworzniami łączącymi, stosowane w szybowcach

Na rysunkach 14.36 i 14.37 przedstawiono praktyczne przykłady zastosowania ostatniego z opisanych rozwiązań. Na pierwszym z nich widać dwie wręgi siłowe kadłuba: główną i pomocniczą, na drugim szczegóły bagnetu i żebra przykadłubowego. Uwagę zwraca bardzo długi bagnet wystający ze skrzydła. Jego proporcje wynikają z faktu, że motoszybowiec, z którego ten przykład pochodzi, jest motoszybowcem dwumiejscowym z miejscami obok siebie. Jego kadłub jest więc stosunkowo szeroki. Jest to najprawdopodobniej najszerszy kadłub, dla którego da się zastosować tego typu rozwiązanie, dalsze wydłużanie smukłych bagnetów groziłoby bowiem ich wybočeniem pod wpływem momentu gnącego. W szczególności ściskany górny pas mógłby się wybaczać w jednym bagnetie do przodu, w drugim do tyłu.

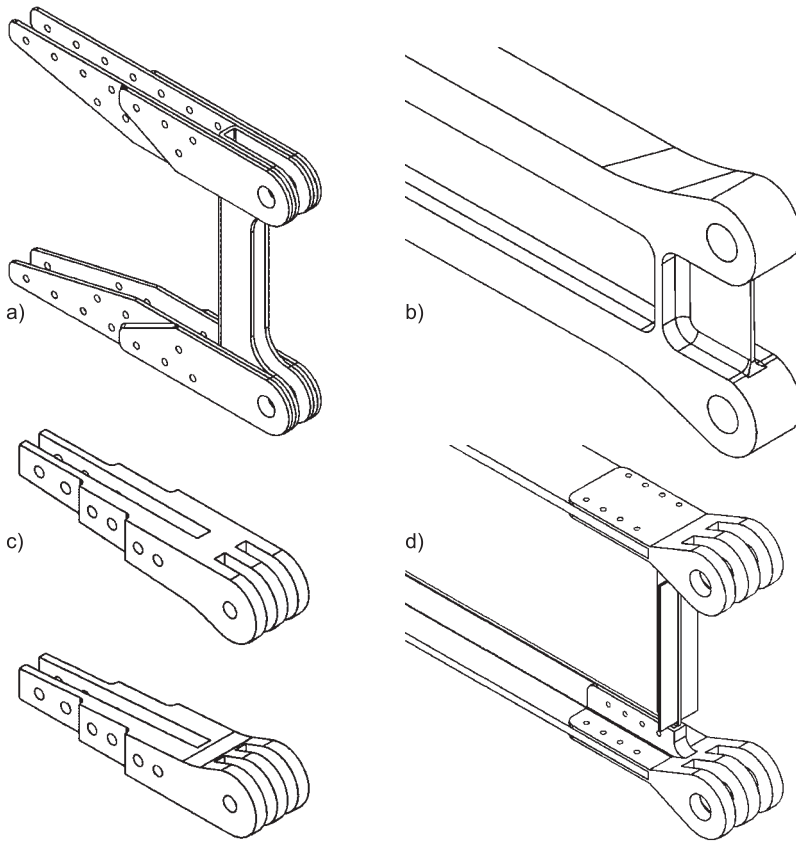


Rys. 14.36. Wręgi główne w szybowcu z połączeniem bagnetowym z dwoma sworzniami łączącymi



Rys. 14.37. Długie bagnety w konstrukcjach z miejscami obok siebie muszą być zabezpieczone przed wybočeniem skrętnym

Na zakończenie niniejszego rozdziału nieco uwagi warto poświęcić konstrukcji samych okuć. Najprostszą konstrukcją mają oczywiście okucia w dźwigarach integralnych, w których okucie jest po prostu pogrubionym przedłużeniem pasa dźwigara z otworem na sworznię. Nie zawsze jednak możliwości techniczne producenta samolotu pozwalają na wykonanie dźwigarów integralnych.



Rys. 14.38. Przykłady rozwiązań konstrukcyjnych okuc dźwigara: a) okucie spawane, b) okucie integralne, c), d) okucia frezowane

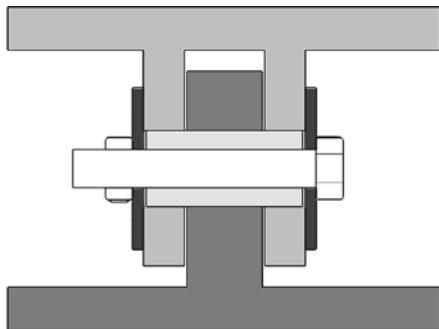
Można wówczas wyfrezować tylko same okucia. W przypadkach takich zazwyczaj dźwigar składa się z płaskiej blaszanej ścianki z przynitowanymi kątownikami lub teownikami tworzącymi pasy dźwigara. Okucia mogą być mocowane do pionowych ramion tych kątowników lub teowników. Mogą też być mocowane do ich ramion poziomych. Znacznie trudniej jest jednak wykonać, a zwłaszcza zamontować, takie okucia, które byłyby mocowane zarówno do części poziomych, jak i pionowych pasów, co wynika ze skończonych tolerancji wykonawczych każdego z elementów i połączeń (rys. 14.38d). Na rysunku 14.38c warto zwrócić uwagę na odstopniowanie grubości części okucia obejmującej pas dźwigara. Odstopniowanie ma na celu równomierne obciążenie wszystkich nitów połączenia. Odstopniowanie to jest jednak schodkowe, gdyż odstopniowanie ciągłe powodowałoby zginanie nitów, zwłaszcza w okolicy łbów i zakuwek.

W sytuacji gdy w ogóle nie ma możliwości wykonania frezowanych okuc, można je pospawać z powyginanych pasków blachy stalowej, tak jak na rys. 14.38a.

Warto zwrócić uwagę na fakt, że w prezentowanych rozwiązaniach okuc często występują takie z wieloma uchami, zamiast uch pojedynczych lub podwójnych (rys. 14.39). Dzięki temu redukuje się zagrożenie, które mogłoby wyniknąć z pęknięcia zmęczeniowego pojedynczego ucha [267, 268]. Pomysł ten można podać w wątpliwość, zważywszy, że każdy taki pakiet uch i tak musi być zapięty pojedynczym sworzniem, którego pęknięcie zniszczy połączenie. Jednakże zwiększenie liczby uch oznacza również zwiększenie liczby przekrojów, w których taki sworznień jest ścinany, co oznacza, że siła tnąca przypadająca na każdy z tych przekrojów jest tym mniejsza, im więcej jest uch w każdym okuciu. Co więcej, istnieje również sposób na swego rodzaju zwielokrotnienie samego sworznia. Wystarczy w tym celu wykonać ucha z większymi otworami niż to niezbędne, a sworznie umieścić w tulejach, i dopiero takimi pakietami zapinać okucia (rys. 14.40). Podczas pracy obciążone będą w pierwszym rzędzie tuleje i to one, a nie sworznie, będą przenosiły siły tnące. Dopiero pęknięcie zmęczeniowe tulei spowoduje obciążenie samego sworznia. Przy odpowiednio dużej średnicy sworznia połączenie nie ulegnie zniszczeniu, a popękane tuleje można wymienić po wylądowaniu.

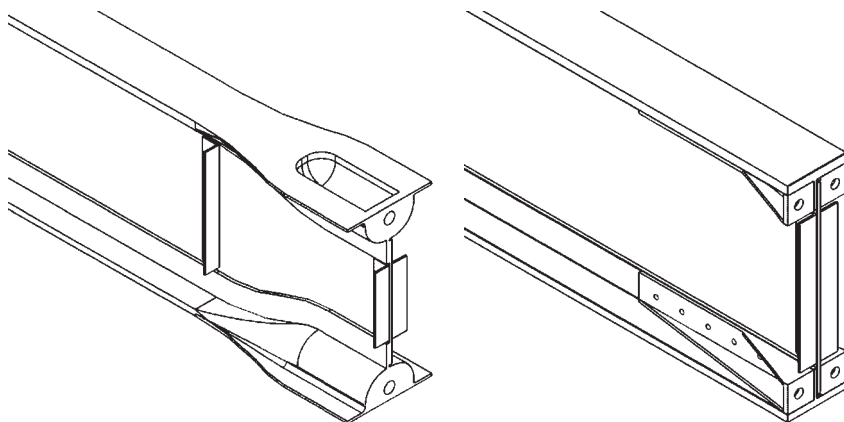


Rys. 14.39. Okucie dźwigara głównego samolotu (*Brooklands Museum*)



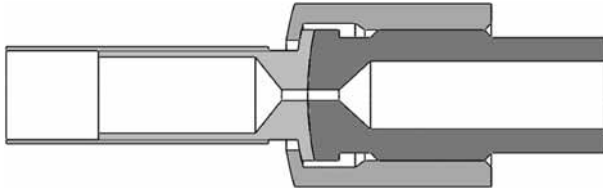
Rys. 14.40. Połączenie sworzniowe zaprojektowane zgodnie z zasadą fail safe. Podstawowym elementem przenoszącym ścinanie jest tuleja. Sworznień zaczyna pracować dopiero po pęknięciu tulei

W niektórych konstrukcjach półskorupowych spotyka się łączenie pasów dźwigarów z kadłubem przy pomocy rozciąganych sworzni z nakrętkami (rys. 14.41). Rozwiązanie takie nie wydaje się jednak pewne, gdyż siły rozciągające od momentu gnącego przenoszone są w tym przypadku przez ścinanie gwintów, a wytrzymałość gwintów na ścinanie nie jest zbyt duża, zwłaszcza gdy chodzi o wytrzymałość zmęczeniową. Rozciągane sworznie są wystarczająco pewne w połączeniu kołnierzowym, gdyż liczba takich sworzni w połączeniu jest zazwyczaj duża, więc zerwanie nawet kilku gwintów nie prowadzi jeszcze do zniszczenia połączenia. W konstrukcji półskorupowej jednak na każdy pas przypada jedna lub dwie śruby, co może stwarzać zagrożenie w przypadku zerwania gwintu na jednej z nich. Rozwiązanie takie jest więc dopuszczalne tylko w konstrukcjach wielodźwigarowych, gdzie liczba śrub rośnie wraz z liczbą dźwigarów, a uszkodzenie pojedynczego połączenia nie prowadzi jeszcze do katastrofy.

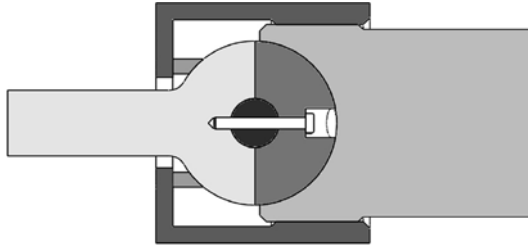


Rys. 14.41. Przykłady okuć dźwigara ze sworzniami rozciąganyymi

Rozwiązanie podobnego rodzaju daje interesujące możliwości w zakresie kompensacji niedokładności montażowych i zamienności. Dla przykładu w skrzydle, w którym dźwigary wykonane są z kratownic z rur stalowych każda z rur tworzących pasy dźwigarów może być zaopatrzona we wkręcaną końcówkę z czołową wklęsłą powierzchnią kulistą. Powierzchnia ta dotyka wypukłej powierzchni kulistej należącej do przeciwokucia kadłubowego. Obydwie powierzchnie dociskane są do siebie nakrętką, jak na rys. 14.42. Połączenie to znakomicie kompensuje niedokładności kątowe montowanych elementów i przenosi dobrze siły ściskające i rozciągające. Siły prostopadłe do osi okucia są jednak przenoszone głównie dzięki tarcii. Okucie to pasuje więc dobrze do tych połączeń, gdzie siły wzdłuż osi okucia są dominujące. Można jednak zaprojektować i takie okucie, które przenosi również wybrane siły prostopadłe do osi, a do tego pozwala na skompensowanie jeszcze większej liczby niedokładności.



Rys. 14.42. Okucie kompensujące kątową niewspółosiowość okuć powstałą na skutek niedokładności montażu



Rys. 14.43. Okucie kompensujące niewspółosiowość okuć oraz ich przemieszczenie w jednym kierunku powstałe na skutek niedokładności montażu

W rozwiązaniu tym pas dźwigara kończy się nagwintowanym otworem, w który wkręca się sworzень z łbem o kształcie półkuli, z rowkiem na płaskiej powierzchni, jak na rys. 14.43. Przed wkręceniem sworznia nałożona jest nań podkładka z powierzchnią kulistą i nakrętka z otworem o średnicy znacznie większej od średnicy sworznia, mniejszym jednak od średnicy podkładki. W rowek włożona jest cylindryczna wkładka, która następnie przykryta jest drugą półkulą z rowkiem. Półkula i wkładka zablokowane są śrubą wkręcaną w łeb sworznia. Przeciwookucie wyposażone jest we wklęsłą powierzchnię kulistą i gwint, na który nakręca się nakrętkę. Okucie to przenosi nie tylko siły wzdłuż jego osi, ale również siłę prostopadłą do osi okucia i osi wkładki. Natomiast wzdłuż osi wkładki może kompensować nawet kilkumilimetrowe niedokładności wykonawcze, o ile tylko otwory na śrubę we wkładce i w półkuli są wydłużone. W takim przypadku w celu kompensacji niedokładności wystarczy przesunąć względem siebie obydwie półkule wzdłuż wkładki.

Rozdział 15

KONSTRUKCJA USTERZEŃ

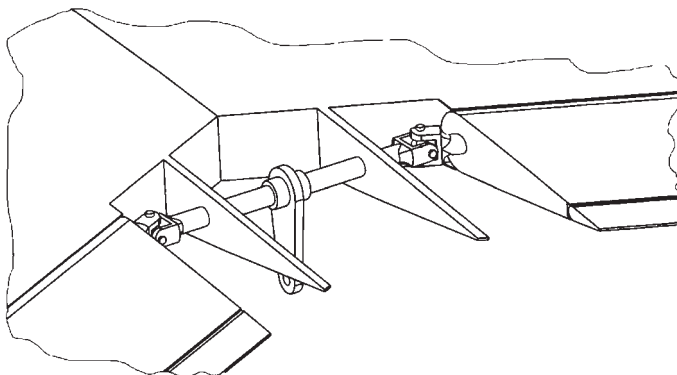
Konstrukcja usterzeń jest zazwyczaj bardzo podobna do konstrukcji skrzydeł (rys. 15.1). Można tu wyróżnić te same podstawowe elementy: pokrycie, podłużnice, żebra i dźwigary. Ich rozmieszczenie i funkcje są również zbliżone. Pewną różnicę sprawia fakt, że cięciwy sterów wysokości i kierunku są procentowo znacznie większe niż cięciwy lotek. Te ostatnie mają zazwyczaj cięciwę rzędu 25% lokalnej cięciwy skrzydła. Tymczasem stery mają cięciwy rzędu 30–50% lokalnej cięciwy usterzenia. Oznacza to, że tylny dźwigar statecznika znajduje się zwykle znacznie bliżej maksymalnej grubości profilu niż w przypadku skrzydła. Ponadto warto zwrócić uwagę na współosiowość osi obrotu lewej i prawej połówki steru. Umożliwia ona ich integrację i uproszczenie konstrukcji układu sterowania. Warunkiem koniecznym jest jednak prostoliniowość tylnego dźwigara. Najprostszą geometrię z prostoliniowym dźwigarem ma usterzenie, które ma skos równy zeru na linii odpowiadającej położeniu tego dźwigara. Zwykle więc trapezowe usterzenia mają stosunkowo większy skos krawędzi natarcia niż skrzydła, a to oznacza konieczność zastosowania stosunkowo dużego skosu również w przypadku przedniego dźwigara. Z tych dwóch powodów bardzo często to tylny dźwigar jest dźwigarem głównym, a przedni pomocniczym, czyli dokładnie odwrotnie niż w przypadku skrzydła.

Dlaczego jednak istotne jest zachowanie współosiowości osi obrotu lewej i prawej połówki steru wysokości? Otóż warto zauważyć, że dźwignie napędzające ster poruszają się w płaszczyznach prostopadłych do osi obrotu. Jeśli więc oś obrotu steru nie jest prostopadła do płaszczyzny symetrii samolotu, to płaszczyzny pracy dźwigniek napędowych nie są do niej równoległe. Końcówki dźwigniek będą się więc do siebie zbliżały lub oddalały w zależności od tego, czy ster wychyłany jest w górę, czy w dół. Elementy układu sterowania podłączone do dźwigniek będą więc wykonywały stosunkowo skomplikowany ruch wewnątrz kadłuba. Oznacza to konieczność wykonywania bardziej obszernych wykrojów w pokryciu i ograniczenie ilości miejsca wewnątrz. Bardziej skomplikowany musi też być sam układ sterowania. Niestety, szybkie samoloty często muszą mieć skośne osie obrotu sterów ze względu na bardzo duży skos krawędzi natarcia, wymagany w celu uniknięcia efektów falowych poja-

wiających się wraz ze zbliżaniem się do prędkości dźwięku. W samolotach takich zazwyczaj przestrzeń wewnątrz samolotu jest niezwykle cenna, nie można więc sobie pozwolić na zastosowanie układu sterowania zajmującego dużą objętość. Trzeba więc sprząc ze sobą osie obrotu sterów w taki sposób, aby obracały się razem, pomimo że nie są współosiowe. Można tego dokonać przy pomocy dwóch przegubów Kardana zainstalowanych na końcu osi każdego ze sterów (rys. 15.2). Krótka ośka zainstalowana pomiędzy nimi będzie się obracała wokół osi prostopadłej do płaszczyzny symetrii, dzięki czemu obydwie stery można napędzać przy pomocy jednej dźwigienki zamocowanej do tej oski i jednego popychacza. Pamiętać jednak należy, że przegub Kardana wprowadza dodatkowe luzy w układ sterowania, musi więc być wykonany bardzo dokładnie, aby luzy te utrzymać na odpowiednio niskim poziomie. To z kolei podwyższa cenę samolotu. Inną wadą przegubu Kardana jest jego nieliniowość, która objawia się jednak dopiero przy dużych kątach pomiędzy łączonymi osiami obrotu.

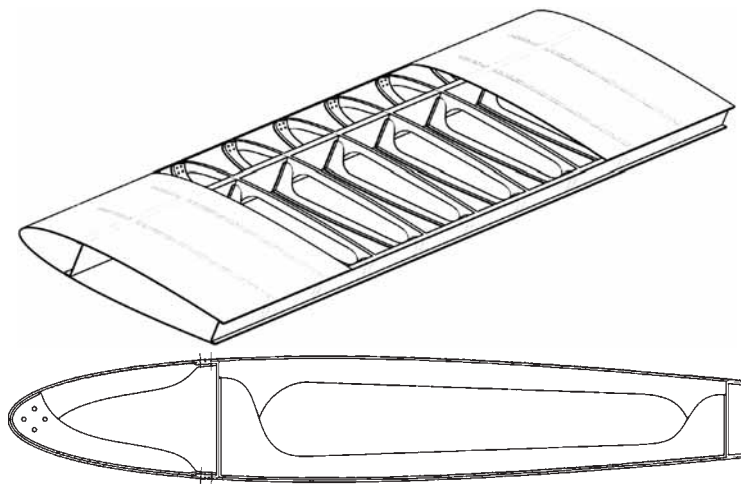


Rys. 15.1. Typowa dwudźwigarowa konstrukcja usterzenia z żebrami belkowymi. Bell P-39 Airco-
bra (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)



Rys. 15.2. Napęd steru wysokości o skośnej osi obrotu

Drugą istotną różnicą pomiędzy konstrukcją skrzydła i usterzenia są znacznie mniejsze wymiary usterzeń w porównaniu do wymiarów skrzydeł. Utrudnia to montaż usterzeń metalowych, gdyż wkładanie dużych przedmiotów do wnętrza usterzenia, np. zagłownika niezbędnego do nitowania żeber do pokrycia, może się okazać trudne. Z tego względu w konstrukcjach usterzeń częściej spotyka się nity z jednostronnym dostępem. Ich stosowanie jest możliwe dzięki znacznie mniejszym obciążeniom działającym na usterzenia [130–132, 269]. Warto jednak zwrócić uwagę na fakt, że mniejsze obciążenia nie uprawniają do niedbałości w konstrukcji usterzeń. Są one zazwyczaj umieszczone daleko, z tyłu za środkiem ciężkości. Każdy dodatkowy kilogram masy usterzenia wymaga więc umieszczenia kilku kilogramów przed środkiem ciężkości, w celu uzyskania prawidłowego wyważenia. Usterzenia muszą więc być tak lekkie, jak to tylko możliwe, co sprawia, że ich konstrukcje są zazwyczaj dużo bardziej delikatne. Dobrym rozwiązaniem pozwalającym na uniknięcie konieczności stosowania nitów z jednostronnym dostępem jest zastosowanie żeber pasowych (patrz p. 12.5) i taki podział technologiczny struktury usterzenia, aby możliwe było oddzielne montowanie części noskowej oraz górnej i dolnej części kesonu (rys. 15.3). Można je wtedy montować przy pomocy normalnych nitów, gdyż dostęp do nitowanych detali są wystarczająco dobre z obydwu stron. Po znitowaniu żeber i dźwigarów z pokryciami łączy się razem gotową górną i dolną część kesonu. Na koniec z przodu instaluje się nosek statecznika.

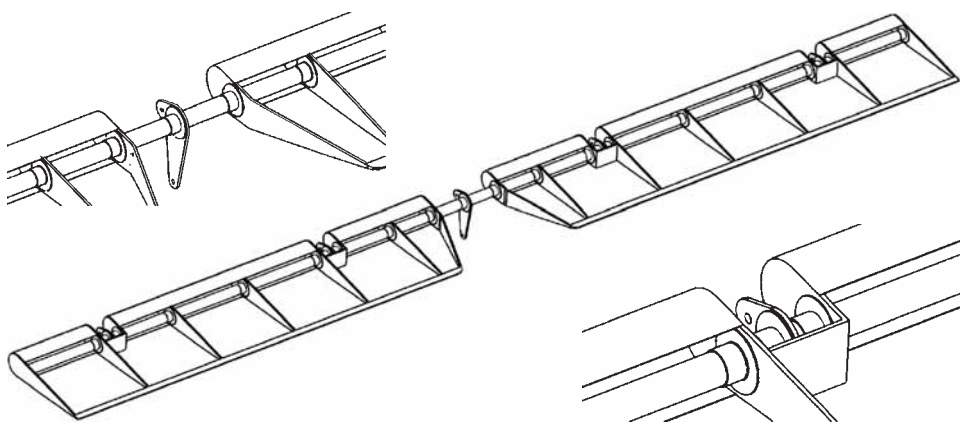


Rys. 15.3. Półskorupowa metalowa konstrukcja statecznika z żebrami pasowymi [207]

Połączenie małych rozmiarów i niewielkich obciążeń z rygorystycznymi wymaganiami masowymi tworzy ciekawy problem optymalizacyjny w przypadku konstrukcji kompozytowych. Prawidłowo pracujące laminarne pokrycie kompozytowe

powinno zawierać co najmniej trzy warstwy tkaniny, dwie ułożone pod kątem 45° względem płaszczyzny symetrii samolotu i jedną prostopadłą, pomiędzy nimi. Pokrycie przekładkowe powinno zawierać co najmniej cztery tkaniny, po dwie w każdej z okładzin. Jak widać, przy bardzo małych obciążeniach pokrycie przekładkowe może się okazać cięższe od pokrycia laminarnego, zwłaszcza że do masy okładzin dodać jeszcze wypada masę wypełniacza pomiędzy nimi i masę łączącego je kleju. Z drugiej strony małe rozmiary usterzenia sprawiają, że stosunkowo niewielka liczba żeberk może zabezpieczyć pokrycie laminarne przed wybočeniem. Może się więc okazać, że stosowanie laminarnych pokryć jest racjonalne.

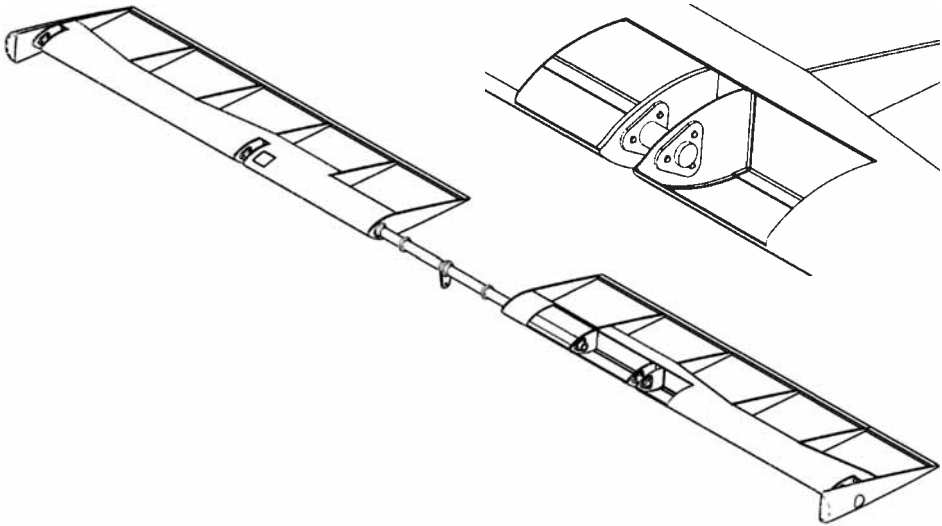
Szczególnie ważne są wymagania masowe w przypadku sterów, które wymagają wyważenia masowego, o czym będzie mowa w kolejnym rozdziale. W tym miejscu wypada tylko powiedzieć, że środek ciężkości steru powinien się znajdować przed jego osią obrotu. W przeciwnym razie przed osią obrotu należy zamontować przeciwwagę, która przeniesie środek ciężkości przed oś obrotu. Z tego względu, zwłaszcza w samolotach lekkich, bardzo często stery mają bardzo delikatną konstrukcję krytą pokryciem elastycznym. Sztywność na skręcanie zapewniana jest w tym przypadku kesonem noskowym lub rurą skrętną, na którą nanizane są żeberka (rys. 15.4). Do rury tej można od razu zamocować zawiasy i dźwignie napędu steru. Ma ona jednak często zbyt mały przekrój, aby przenieść duży moment skręcający. Z tego względu często w konstrukcji steru pojawia się konwencjonalny dźwigar z kesonem w części noskowej (rys. 15.5).



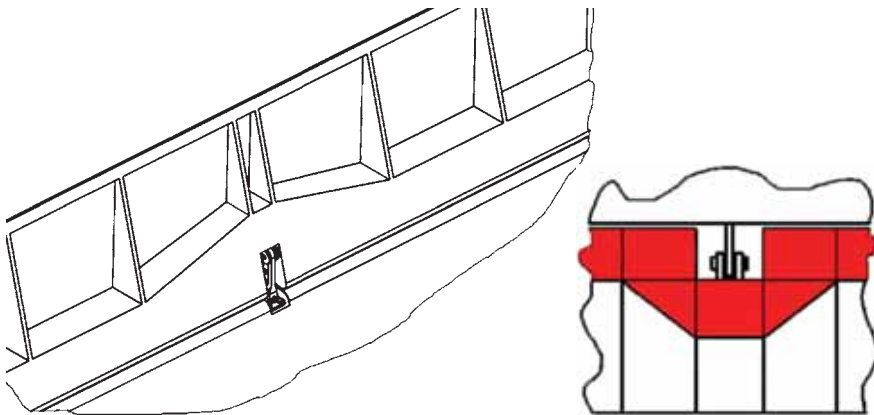
Rys. 15.4. Konstrukcja steru wysokości z dźwigarem rurowym i elastycznym pokryciem

Stwarza to jednak poważny problem związany z umiejscowieniem zawiasów, których oś wypada zwykle tuż przed ścianką dźwigara steru, wewnątrz kesonu. Tymczasem przednia część takiego zawiasu musi być zamocowana do żeberk statecznika. Keson i zawias nie mogą dzielić ze sobą tej samej przestrzeni, konieczne jest więc wycięcie obszernego wykroju na zawias w kesonie. Narusza to ciągłość

kesonu. Aby więc mógł on przenosić moment skręcający, należy utworzyć dodatkowy kesonik za dźwigarem, jak na rys. 15.6.



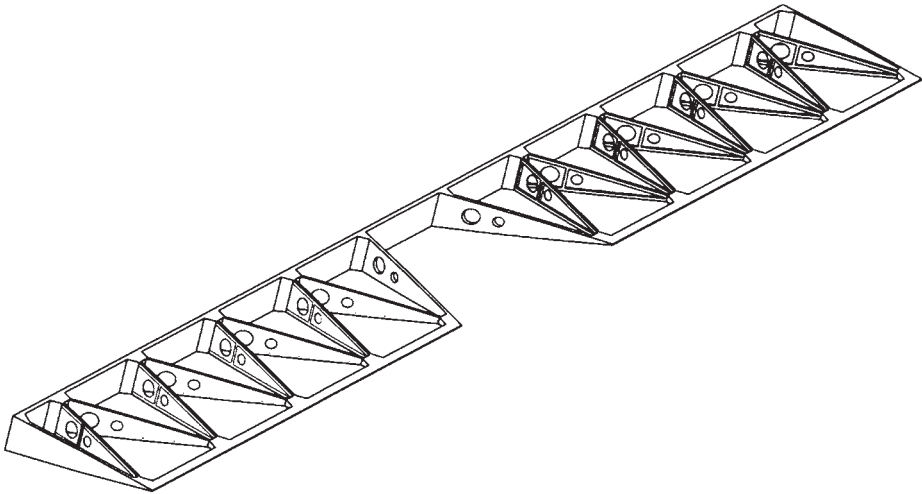
Rys. 15.5. Półskorupowa konstrukcja steru wysokości z elastycznym pokryciem za dźwigarem zamykającym keson



Rys. 15.6. Dodatkowy keson w miejscu wykroju w kesonie głównym. Wykroj niezbędny w celu zamocowania zawiasu steru

Ciekawym rozwiązaniem tego problemu jest zastosowanie konstrukcji steru, w której żebra ustawione są pod dużym kątem względem płaszczyzny symetrii samolotu (rys. 15.7). Półki żeber, wraz z pasami dźwigara i krawędzią spływu, tworzą kratownicę. Wystarczy więc połączyć pasy dźwigara ścianką, aby konstrukcja ta sama przenosiła moment skręcający bez pomocy jakiegokolwiek przekroju za-

mkniętego. Ustawione pod kątem względem opływu żebra nie wpływają przy tym znacząco na właściwości aerodynamiczne usterzenia, gdyż promień krzywizny części spływowej profilu jest zwykle bardzo duży. Elastyczne pokrycie nie zapada się więc pomiędzy żebkami w sposób zauważalny. Dopiero pod wpływem sił ciśnieniowych odkształcenia pokrycia są znaczące. Pojawiają się one jednak niezależnie od tego, czy żebra są równoległe do opływu, czy też nie. Mają tylko inny kształt.

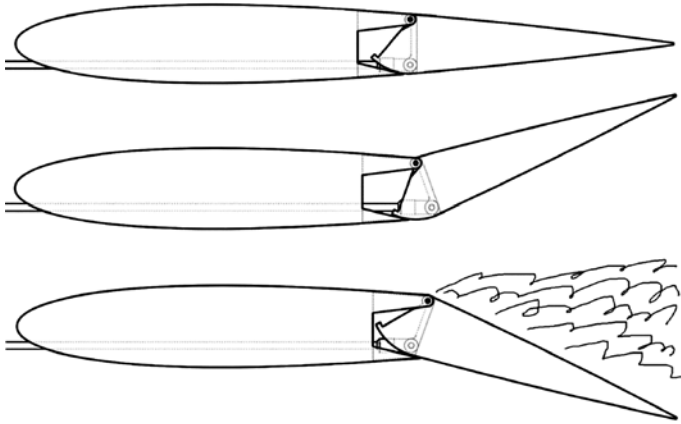


Rys. 15.7. Ster kratownicowy

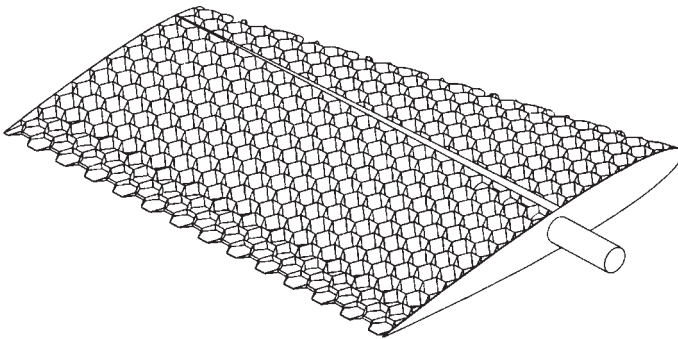
Ciekawym zagadnieniem jest również położenie osi obrotu względem cięciwy steru. Większość samolotów ma oś obrotu steru umieszczoną na płaszczyźnie cięciwy lub, bardziej ogólnie na powierzchni szkieletowej usterzenia. Nie jest to jednak regułą. Zdarza się bowiem również umieszczenie osi obrotu na powierzchni jednego z pokryć [270]. Pozwala to ukryć dźwignikę napędu steru wewnątrz jego obrysu, co w wielu przypadkach pozwala na zmniejszenie oporu aerodynamicznego (rys. 15.8). Powoduje jednak pewną niesymetrię działania steru, gdyż promień krzywizny profilu usterzenia po wychyleniu steru jest zwykle mniejszy po stronie z zawiasem niż po stronie przeciwnej. W związku z tym oderwanie opływu zaczyna się przy mniejszych wychyleniach steru w stronę przeciwną do strony, po której jest zawias, niż przy wychyleniach w tę samą stronę, po której jest zawias.

Bardzo szybkie samoloty steru wysokości zazwyczaj w ogóle nie posiadają, gdyż przy prędkościach okołodźwiękowych konwencjonalny ster przestaje być skuteczny. Stosuje się w tych przypadkach tzw. usterzenie płytowe, składające się z jednej ruchomej powierzchni. Usterzenia te są też zwykle bardzo cienkie, co uniemożliwia stosowanie konwencjonalnych konstrukcji. Można w takim przypadku zastosować konstrukcję przekładkową, w której jedna okładzina stanowi

górną pokrycie usterzenia, a drugą dolną. Wypełniacz natomiast zastępuje szkielet usterzenia (rys. 15.9). Konstrukcja taka może być klejona, lutowana lub zgrzewana, w zależności od tego, jakie temperatury oddziałują na usterzenie. Zasadniczym problemem w takiej konstrukcji jest osadzenie osi obrotu, gdyż wypełniacz jest zazwyczaj bardzo delikatny i nie można do niego niczego zamocować. W związku z tym w konstrukcji takiej spotyka się zazwyczaj dwa żebra, w których zamocowane są łożyska, wewnątrz których obraca się oś lub dźwigar zakończony osią.



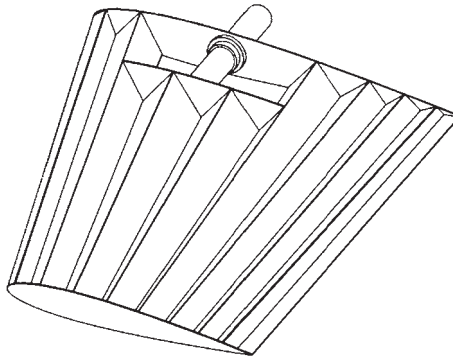
Rys. 15.8. Niesymetria opływu usterzenia z zawiasem zamocowanym niesymetrycznie w celu ukrycia dźwigni napędu steru w obrysie profilu



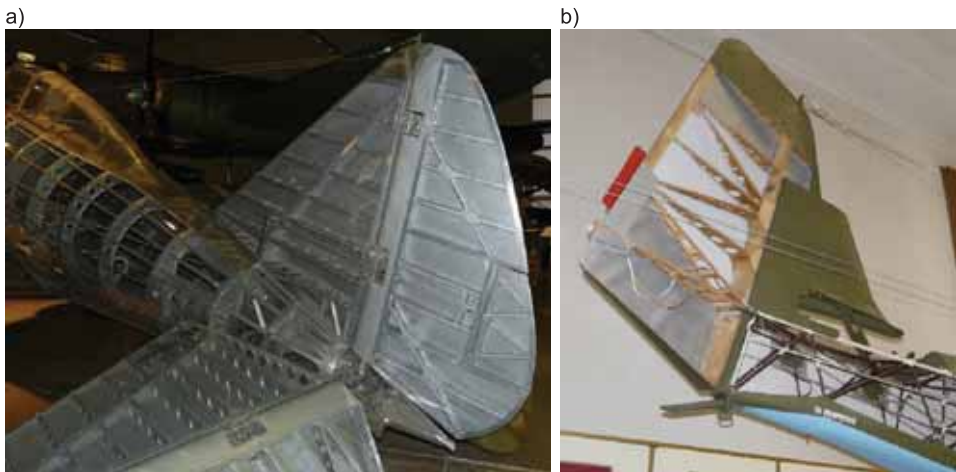
Rys. 15.9. Przekładowe usterzenie płytowe z wypełniaczem komórkowym (po zdjęciu pokrycia)

Wypełniacz komórkowy musi być w tego rodzaju konstrukcji sfrezowany zgodnie z kształtem profili usterzenia. Niestety, frezowanie wypełniacza komórkowego jest bardzo trudne ze względu na jego bardzo cienkie ścianki. W związku z tym stosuje się również inne rozwiązania. Dla przykładu szkielet usterzenia płytowego może być wykonany z blachy falistej ułożonej wzdłuż jego rozpiętości (rys. 15.10). Fale tworzą wtedy ścianki dźwigarów. Próbowano również wykonywać

usterzenia odlewane i łączone z dwóch połówek. Niestety, trudności wynikające z niejednorodności materiału odlewów uniemożliwiają stosowanie tej metody.



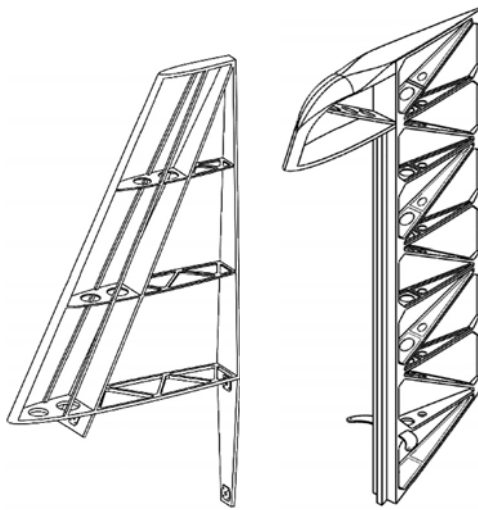
Rys. 15.10. Wielodźwigarowe usterzenie płytowe ze skośnymi (falistymi) ściankami dźwigarów



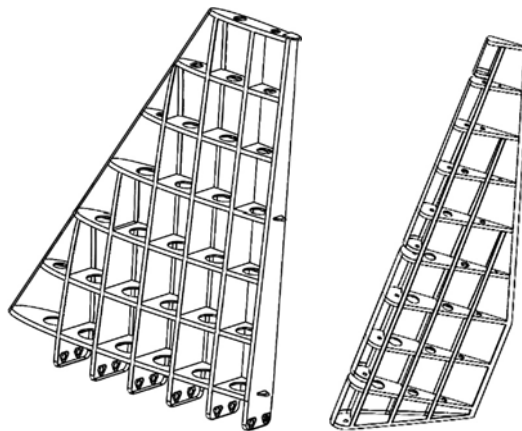
Rys. 15.11. a) Półskorupowe usterzenie metalowe samolotu Regiane 2000 (*Flygvapenmuseum, Linköping*),
b) drewniane usterzenie samolotu LWD Junak (*Narodowe Muzeum Techniki w Warszawie*)

Usterzenia pionowe różnią się od poziomych tylko tym, że są niesymetryczne (zwykle umieszczone są tylko nad kadłubem) (rys. 15.11–15.13). Można więc stosować w ich konstrukcji dokładnie te same zasady, z tym że problemy wynikające ze stosowania skośnych osi obrotu są mniejsze. Zasadnicze różnice pojawiają się w zakresie mocowania usterzeń do kadłuba. O ile bowiem usterzenie poziome prawie zawsze jest demontowalne lub przynajmniej montowane w oddzielnym przyrządzie, o tyle w przypadku usterzeń pionowych konstrukcje integralne są stosunkowo częste. W przypadku konstrukcji integralnych wręgi kadłuba stanowią zazwyczaj ca-

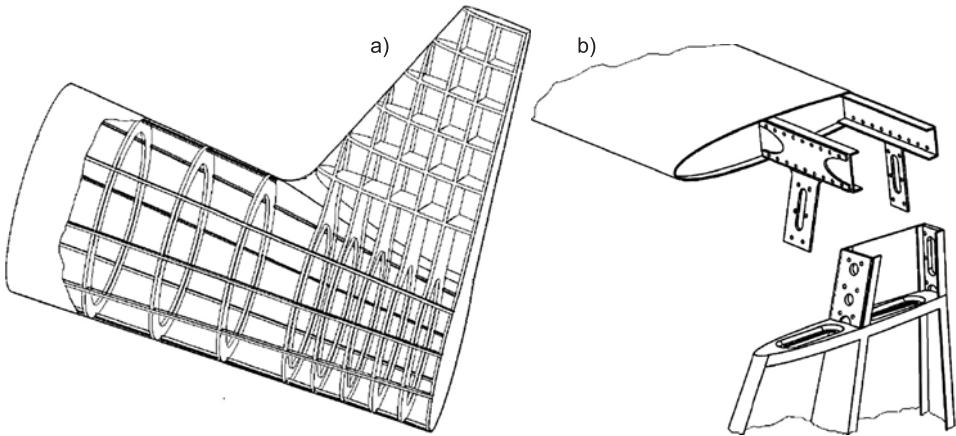
łość z dźwigarami statecznika pionowego (rys. 15.14a). Często też pokrycie kadłuba i statecznika jest wspólne. Rozwiązanie to jest bardzo lekkie, gdyż każde połączenie rozłączne jest cięższe od struktury ciągłej. Warto je więc stosować zawsze, pod warunkiem że nie skomplikowałyby to zbyt konstrukcji samolotu lub przyrządu montażowego oraz że statecznik i kadłub wykonane są z podobnego materiału. Komplikację konstrukcji może wprowadzić konieczność zamontowania statecznika poziomego pomiędzy kadłubem a statecznikiem pionowym. Problem ten nie istnieje w przypadku usterzeń typu T (rys. 15.14b), w których dźwigary statecznika poziomego mogą być połączone wprost z końcówkami dźwigarów statecznika pionowego.



Rys. 15.12. Półskorupowy, drewniany statecznik pionowy z kratownicowym sterem kierunku

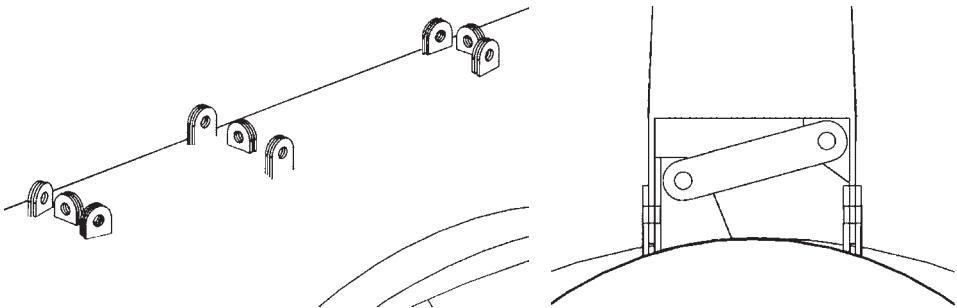


Rys. 15.13. Półskorupowe, metalowe usterzenie wielodźwigarowe z demontowalnym statecznikiem pionowym



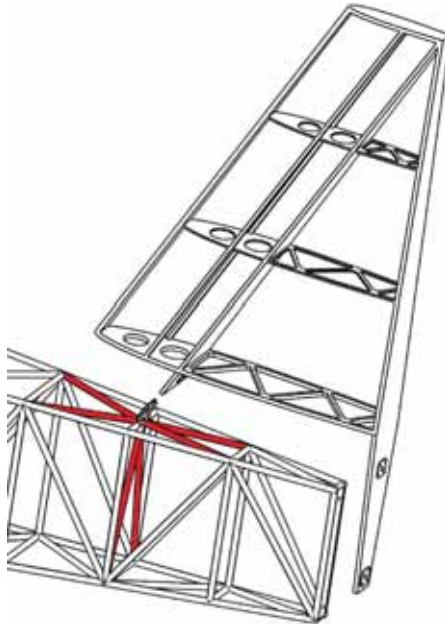
Rys. 15.14. a) Półskorupowy metalowy statecznik pionowy, integralny z kadłubem, b) trwałe połączenie stateczników w układzie T

Komplikacja przyrzędu montażowego byłaby szczególnie dotkliwa w przypadku dużych samolotów transportowych. Z założenia więc stosuje się tu demontowalne stateczniki pionowe. Przykład takiego mocowania przedstawiono na rys. 15.15. Jak widać, składa się ono z szeregu okuć ze sworzniami prostopadłymi i równoległymi do płaszczyzny symetrii samolotu. Każde z tych okuć wystaje z wręgi kadłuba i łączy się z przeciwokuciem na końcu dźwigara statecznika. Połączenie to jest wielokrotnie statycznie niewyznaczalne, w związku z tym niektóre z okuć mogą się łączyć z przeciwokuciami przy pomocy elementów diagonalnych, które mogą mieć regulowaną długość. Mogą też pełnić funkcję elementów bezpiecznikowych na okoliczność przekroczenia obciążeń niszczących w przypadku zastosowania kompozytów w konstrukcji statecznika. W przypadku tym lepiej jest dopuścić do odkształceń plastycznych w obszarze metalowych okuć niż do pęknięcia elementów kompozytowych [271].



Rys. 15.15. Rozłączne połączenie wielodźwiagarowego statecznika pionowego samolotu transportowego

Innym przypadkiem zastosowania różnych materiałów jest połączenie kadłuba spawanego z rur stalowych z drewnianym statecznikiem. Z oczywistych powodów statecznika takiego nie można do kratownicy przyspawać. Musi więc on zostać wyposażony w odpowiedni zestaw okuć. Przykład takiego rozwiązania pokazany jest na rys. 15.16. Tylny, główny dźwigar statecznika przechodzi w bagnet przymocowany za pomocą okuć do dwóch węzłów kratownicy znajdujących się, jeden nad drugim, na jej końcu. Dzięki temu dźwigar ten i bagnet mogą przenosić moment gnący pochodzący od siły nośnej powstającej na usterzeniu podczas ślizgu. Natomiast przedni dźwigar zakończony jest pojedynczym okuciem, przenoszącym moment pochodzący od siły oporu działającej na usterzenie oraz moment je skręcający. Warto zwrócić uwagę, że w miejscu mocowania tego okucia kratownica ma dodatkowy węzeł utworzony przez sześć dodatkowych prętów, dzięki czemu okucie nie wprowadza siły prostopadle do pręta kratownicy w połowie jego długości.



Rys. 15.16. Rozłączne połączenie drewnianego statecznika pionowego z kratownicowym kadłubem

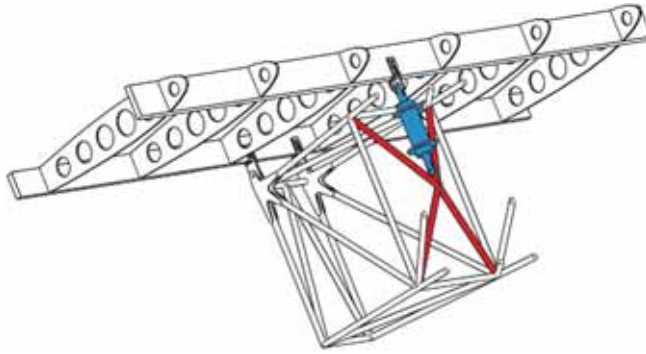
Jeszcze innym powodem, dla którego warto zastosować oddzielany statecznik pionowy, jest chęć zastosowania niedzielonego statecznika poziomego, umieszczonego bezpośrednio pod statecznikiem pionowym. Można wtedy w taki sposób rozplanować położenie dźwigarów i okuć, aby dźwigary statecznika pionowego trafiły w dźwigary statecznika poziomego, a te z kolei we wręgi kadłuba. Dzięki temu okucie na przednim dźwigarze statecznika poziomego może łączyć go zarówno z kadłubem, jak i ze statecznikiem pionowym. Natomiast bagnet stanowiący przedłużenie

tylnego dźwigara statecznika pionowego może służyć nie tylko do mocowania go z kadłubem, ale również z dźwigarem tylnym statecznika poziomego, jak to widać na rys. 15.17. Pozwala to zmniejszyć całkowitą liczbę okuć. Rozwiązanie to jest jednak możliwe tylko wtedy, gdy niedzielony statecznik poziomy nie musi być przestawialny. W przeciwnym przypadku okucia statecznika pionowego muszą omijać statecznik poziomy w taki sposób, żeby ten mógł się w odpowiedni sposób poruszać.



Rys. 15.17. Połączenie metalowego półskorupowego statecznika pionowego z półskorupowym kadłubem. Republic P-47 Thunderbolt (*Imperial War Museum, Duxford*)

Poruszanie przestawialnym statecznikiem poziomym stanowi osobny problem. Powinien on być poruszany tylko wtedy, kiedy pilot chce wytrzymać samolot. W pozostałej części lotu powinien pozostawać nieruchomy, bez udziału pilota. Stosunkowo łatwo można tego dokonać przy pomocy siłownika hydraulicznego lub elektrycznego. W przypadku mechanicznego układu sterowania napęd statecznika można zrealizować przy pomocy samohamownej śruby napędowej. W obydwu przypadkach jest to jedno urządzenie zamontowane w płaszczyźnie symetrii samolotu. Jeden koniec tego urządzenia może być zamocowany do ścianki przedniego dźwigara statecznika. Drugi musi być zamocowany do węzła w płaszczyźnie symetrii. W przypadku kadłuba kratownicowego wymaga to stworzenia dodatkowego węzła przy pomocy czterech dodatkowych prętów, tak jak na rys. 15.18. Obrót statecznika możliwy jest dzięki dwóm okuciom zamocowanym do tylnego dźwigara i wystającym pod jego pokrycie. Okucia te mają sworznie prostopadłe do płaszczyzny symetrii, dzięki czemu mogą stanowić zawias. Ich przeciwokucia są zamocowane do węzłów kratownicy.



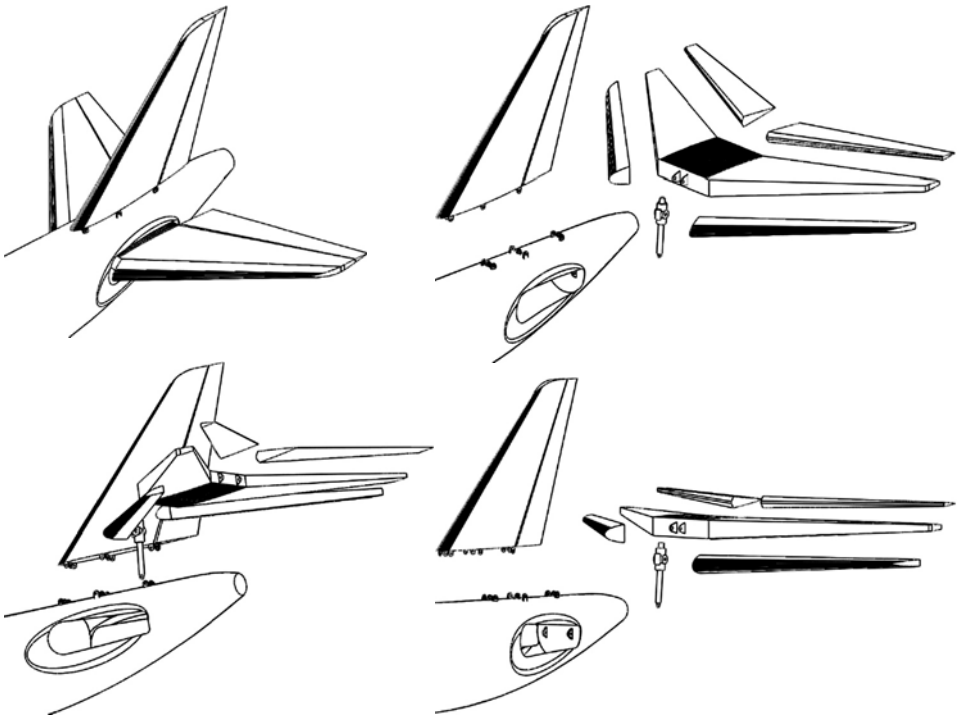
Rys. 15.18. Połączenie drewnianego usterzenia poziomego z kratownicowym kadłubem, umożliwiające regulację kąta zaklinowania statecznika w locie

Podobne rozwiązanie zastosowano w półskorupowej konstrukcji samolotu Iskra (rys. 15.19). Od spodu pokrycia statecznika ten ma przynitowane dwa ceowniki, łączące przedni dźwigar z tylnym. Pod tylnym dźwigarem ceowniki te mają otwory, pozwalające na połączenie ich ze ściankami pokrycia kadłuba i przebiegającą w tym miejscu wręgą. Otwory te stanowią oś obrotu statecznika. Siłownik hydrauliczny zaczepiony jest do okucia zamocowanego do ścianki przedniego dźwigara.

Jest to też typowy sposób mocowania i napędu przestawialnego statecznika w dużych samolotach pasażerskich (rys. 15.20). W tym przypadku centroplata statecznika zamontowany jest zwykle w obszernym wykroju kadłuba za pośrednictwem dwóch szeroko rozstawionych okuc zamocowanych na tylnym dźwigarze centroplata. Z kolei napęd realizowany jest przy pomocy śruby pociągowej obracanej przy pomocy silnika elektrycznego (rys. 15.21).



Rys. 15.19. Połączenie półskorupowego usterzenia poziomego ze skorupowym kadłubem, umożliwiające regulację kąta zaklinowania statecznika w locie. TS-11 Iskra (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)



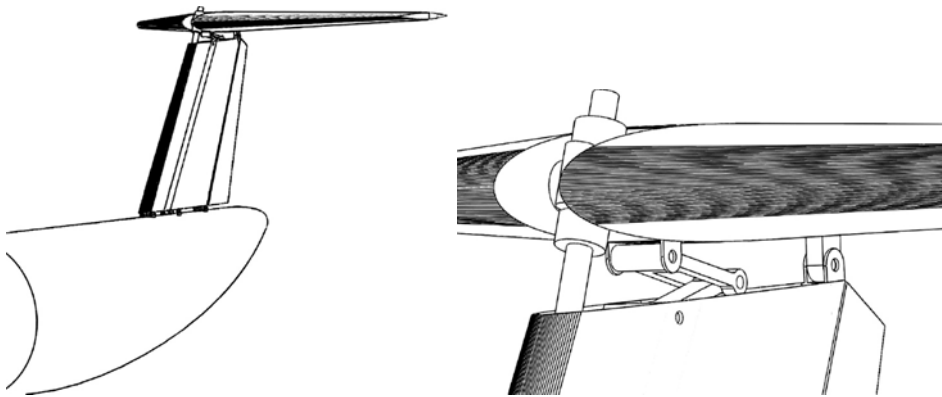
Rys. 15.20. Demontowalne połączenie usterzenia poziomego z kadłubem samolotu transportowego, umożliwiające regulację kąta zaklinowania statecznika w locie



Rys. 15.21. Mechanizmy śrubowe zmiany kąta zaklinowania stateczników poziomych samolotów transportowych

Śruby miewają przy tym monstrialne rozmiary, zwłaszcza w największych samolotach, takich jak A-380 czy B-747.

Bardzo zbliżona jest konstrukcja mocowania i napędu przestawialnych stateczników poziomych w samolotach pasażerskich z usterzeniem typu T (rys. 15.22). Zasadniczy problem stanowi tu brak możliwości szerokiego rozstawienia okuć na tylnym dźwigarze statecznika poziomego. Mogą one być rozstawione na taką szerokość, jaka jest grubość profilu statecznika pionowego w danym miejscu, a co za tym idzie również i wysokość jego tylnego dźwigara. Przedłużenia pasów tego dźwigara stanowią przeciwokucia dla okuć zamontowanych na tylnym dźwigarze statecznika poziomego, wspólnie tworząc zawias, na którym statecznik poziomy może się obracać. Biorąc pod uwagę, że okucia te są wąsko rozstawione, pojawia się potrzeba dodatkowego przeniesienia niesymetrycznych momentów wokół osi pionowej i podłużnej, działających na statecznik poziomy. Musi to być jednak dokonane w taki sposób, aby nie zablokować możliwości poruszania statecznikiem. W związku z tym pomiędzy okuciami przednich dźwigarów statecznika poziomego i pionowego instaluje się mechanizm nożycowy, którego wahacze połączone są ze sobą jednymi końcami, a drugie końce połączone są z odpowiednimi okuciami na statecznikach.



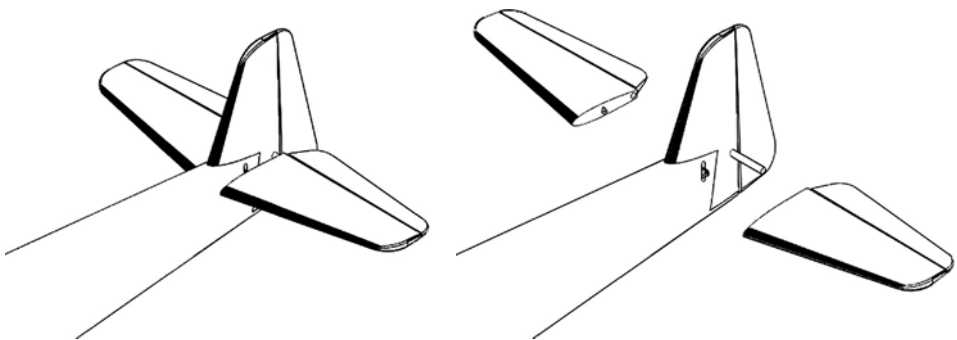
Rys. 15.22. Połączenie statecznika poziomego z pionowym, umożliwiające regulację kąta zaklinowania statecznika w locie w samolocie transportowym

Mechanizm ten stanowi również ogranicznik ruchu statecznika poziomego na okoliczność zerwania się gwintu śruby pociągowej lub jej nakrętki. Wychylenie statecznika poziomego do góry może być tylko tak duże, aby wytworzony przez nie moment aerodynamiczny dało się skompensować wychyleniem steru wysokości do góry. W przeciwnym razie zerwanie się śruby pociągowej zakończyłoby się niekontrolowanym nurkowaniem samolotu do ziemi. Można więc zapytać, dlaczego we wszystkich tych przypadkach ruch statecznika realizowany jest przy

pomocy tylko jednego siłownika, a nie dwóch. Niestety, zastosowanie dwóch siłowników powodowałoby blokowanie się całego urządzenia. Należy bowiem pamiętać o tym, że każdy egzemplarz siłownika ma swoją własną charakterystykę, nieco odmienną od charakterystyki wszystkich innych siłowników. W związku z tym nie można zakładać, że dwa siłowniki będą się wydłużać lub skracać dokładnie jednakowo, co jest warunkiem koniecznym dla poprawnego działania całości urządzenia. Drobne różnice w wydłużeniu powodowałyby skręcanie statecznika i próbę obrócenia go wokół innej osi niż ta wynikająca z geometrii zawiasów.

Wspomniane powyżej ograniczenie zakresu ruchu statecznika nie ma wielkiego sensu w przypadku samolotów z usterzeniem płytowym, gdyż usterzenia takie nie mają zwykle steru. Co więcej, przy prędkościach okołodziesiątkowych ster ten i tak nie byłby skuteczny.

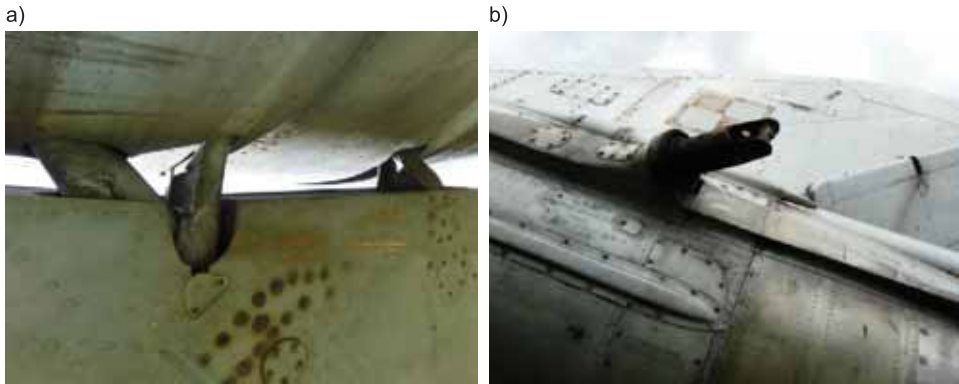
Mocowanie usterzenia przestawialnego może być zrealizowane przy pomocy rury zamocowanej na stałe do struktury kadłuba, przechodzącej przez łożyska w stateczniku poziomym (rys. 15.23 i 15.24). Napęd w tym wypadku może być zrealizowany przy pomocy siłownika hydraulicznego poruszającego w górę lub w dół przednim okuciem statecznika. Możliwe jest również rozwiązanie odwrotne, w którym rura zamocowana jest obrotowo w łożyskach wewnątrz kadłuba. Natomiast sztywno połączona jest z konstrukcją statecznika. Rura ta może być też rurą skrętną i napędzać statecznik, bez potrzeby stosowania dodatkowych ruchomych okuć. Rura musi być oczywiście napędzana siłownikiem. Może ona być prostopadła do płaszczyzny symetrii samolotu lub skośna. Skośność usterzeń płytowych nie ma wielkiego znaczenia, gdyż pomiędzy statecznikami znajdują się zazwyczaj silniki, więc połączenie ich i tak nie byłoby możliwe. Co więcej, niezależność zawieszenia płytowych usterzeń poziomych pozwala wykorzystać je w charakterze lotek [139].



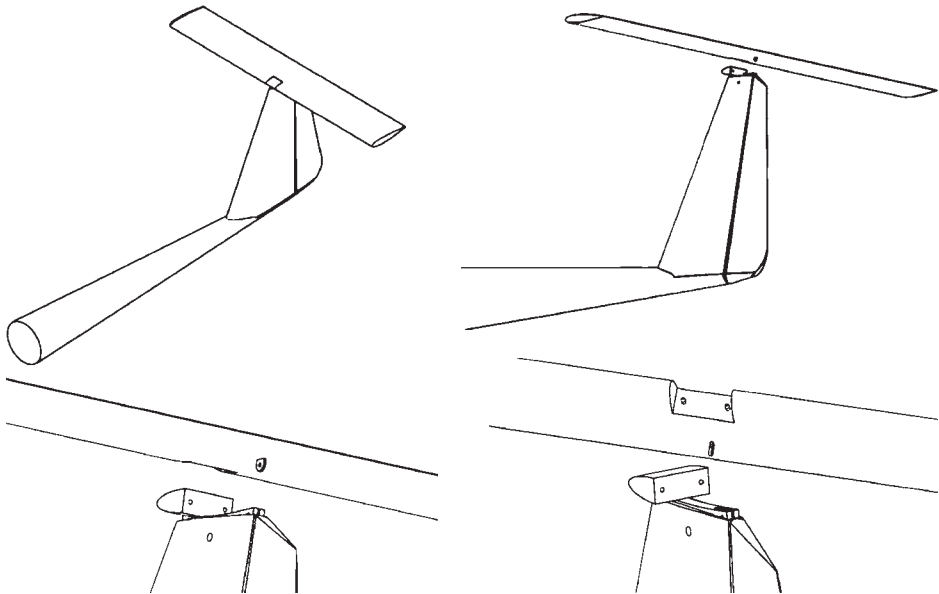
Rys. 15.23. Połączenie usterzenia poziomego z kadłubem lub statecznikiem pionowym, umożliwiające regulację kąta zaklinowania statecznika w locie

Usterzenia płytowe stosuje się również czasem w samolotach lekkich i szybowcach. Przykład takiego rozwiązania przedstawiono na rys. 15.25. Statecznik pozio-

my montowany jest za pomocą dwóch sworzni wystających ze ścianek przedniego dźwigara oraz okucia wystającego z tylnego dźwigara do elementu pośredniego. Element ten jest z kolei zamocowany obrotowo do pokrycia statecznika pionowego. Rozłączne może być połączenie statecznika poziomego z elementem pośrednim, dzięki czemu stosunkowo wąsko rozstawione łożyska łączące statecznik pionowy z elementem pośrednim nie są narażone na uszkodzenia w trakcie montażu i demontażu. Element pośredni może mieć stosunkowo szeroko rozstawione otwory, dzięki czemu luzy powstające na skutek uszkodzeń montażowych nie są zwykle zbyt duże.

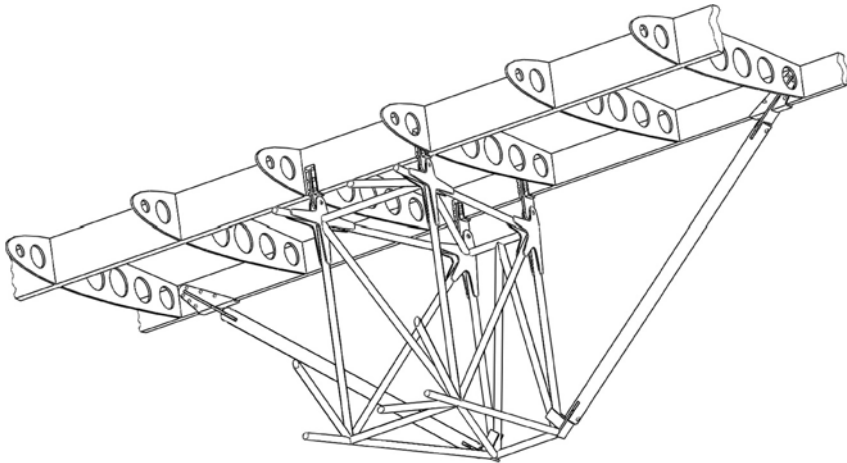


Rys. 15.24. Połączenia płytowego usterzenia poziomego z kadłubem w samolotach bojowych: a) Su-7, b) MiG-21 (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)



Rys. 15.25. Połączenie płytowego usterzenia poziomego ze statecznikiem pionowym w szybowcu

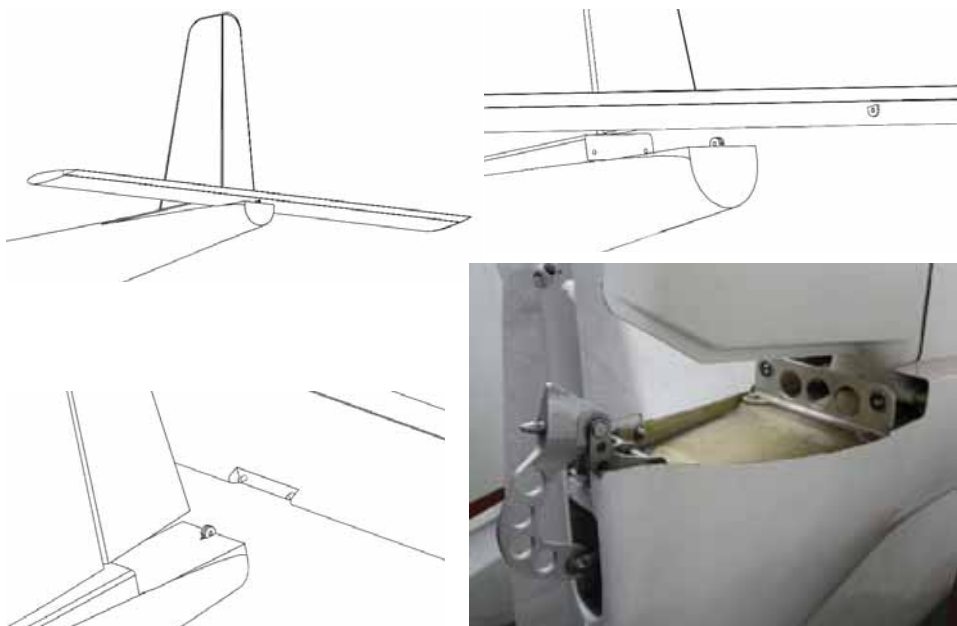
W przypadku jeśli statecznik nie musi być ruchomy, można go zamocować w trzech lub czterech punktach, co jest o tyle wygodne, że okucia mocowania mogą się pokrywać z węzłami kratownicy lub narożnikami pomiędzy wręgami, podłużnicami a pokryciem. Pozwala to łatwo w sposób prawidłowy przenieść obciążenia pomiędzy statecznikiem a kadłubem. Przykłady takich połączeń widać na rys. 15.26 i 15.27.



Rys. 15.26. Statycznie niewyznaczalne połączenie drewnianego statecznika poziomego z kratownicowym kadłubem



Rys. 15.27. Okucia statycznie niewyznaczalnego połączenia metalowego statecznika poziomego z kadłubem



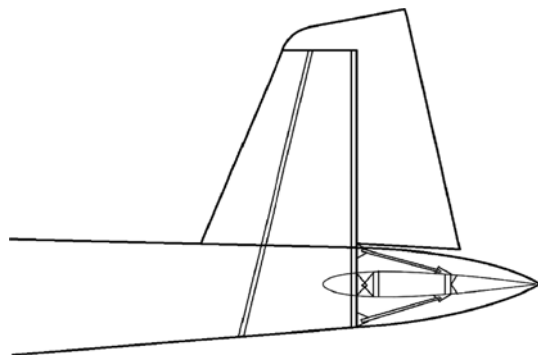
Rys. 15.28. Statycznie wyznaczalne połączenie statecznika poziomego z kadłubem. PW-5

Warto przy tym zwrócić uwagę na fakt, że przesunięcie statecznika poziomego do tyłu w taki sposób, aby jego krawędź natarcia znalazła się za osią obrotu steru kierunku, pozwala w sposób dogodny zastosować integralną konstrukcję statecznika pionowego z kadłubem, a jednocześnie zamocować do kadłuba rozłącznie niedzielony statecznik poziomy (rys. 15.28). Rozwiązanie to umożliwia również dogodną instalację statecznika przestawialnego. Konieczna jest wtedy tylko większa odległość między statecznikiem a sterem kierunku.

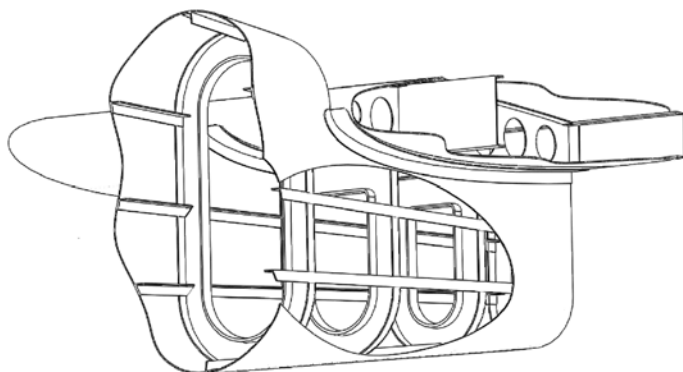
Ciekawe rozwiązanie mocowania niedzielnego statecznika poziomego zastosowano również w konstrukcji samolotu De Havilland DH-98 Mosquito, w którym statecznik zamontowano właściwie za kadłubem (rys. 15.29). Statecznik ten miał okucia na przednim dźwigarze, łączące go z przeciwokuciami zamocowanymi do ostatniej wręgi kadłuba. Do tej samej wręgi zamocowane były zastrzały wewnętrzne, podpierające statecznik poziomy za pośrednictwem okuc zamontowanych na tylnym dźwigarze statecznika. Całość ukryta była wewnątrz owiewki aerodynamicznej.

Niedzielony, nieruchomy statecznik poziomy o konstrukcji skorupowej można przynitować na grzbiecie kadłuba (rys. 15.30). Wystarczy w tym celu przyciąć pokrycie kadłuba i jego wręgi tak, aby kształtem pasowały do profilu statecznika. Nitowanie może być dokonane za pośrednictwem kątowników wygiętych w taki sposób, aby pasowały zarówno do profilu statecznika, jak i obrysu kadłuba. Połączenie takie

spełni swoją rolę, jeżeli bezpośrednio nad ściankami pokrycia kadłuba będą się znajdowały żebra statecznika oraz jeżeli kątowniki będą przynitowane nie tylko do pokrycia statecznika, ale i do półek jego żeber. Dodatkowe kątowniki można przynitować pomiędzy wręgami kadłuba a pokryciem statecznika i pasami jego dźwigarów.

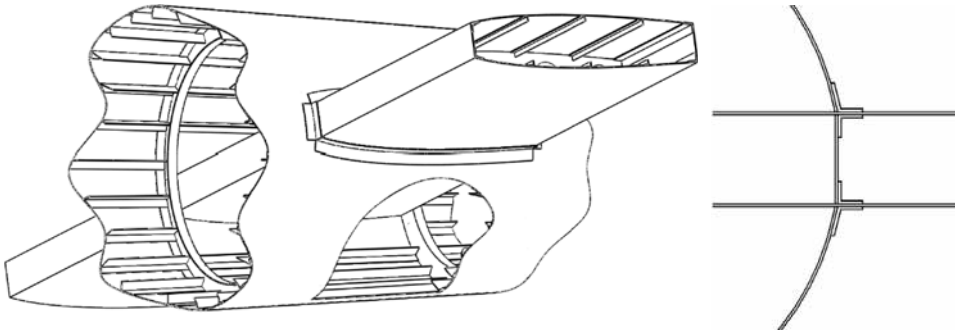


Rys. 15.29. Połączenie statecznika poziomego z kadłubem z zastrzałem wewnętrznym

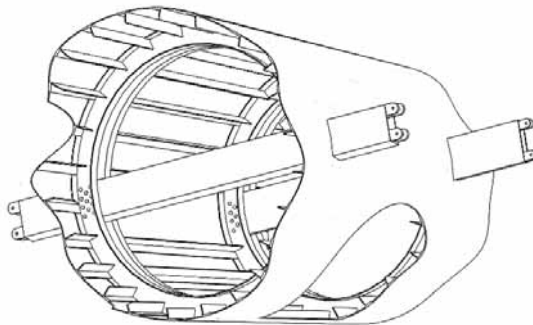


Rys. 15.30. Trwałe połączenie kołnierzowe skorupowego statecznika poziomego z kadłubem skorupowym

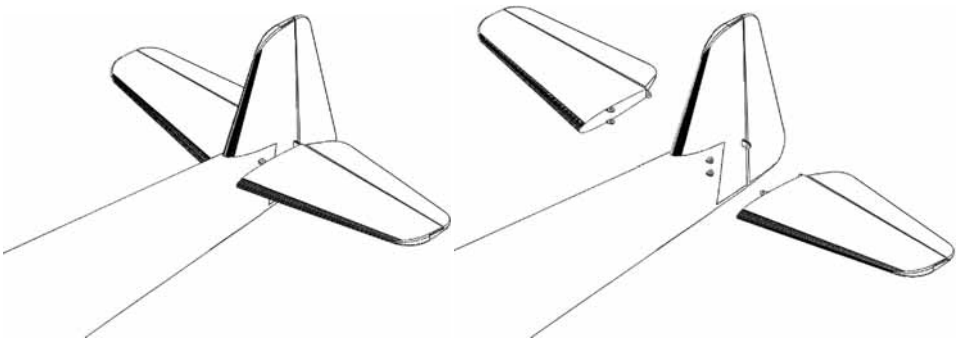
Podobną technikę można zastosować w przypadku dzielonego statecznika poziomego o konstrukcji skorupowej. Może on mieć część centralną zamontowaną w kadłubie na stałe (rys. 15.31). Keson części centralnej przesuwa się przez wykrój w pokryciu kadłuba i nituje ze sobą wręgi ze ściankami statecznika. Następnie nitowane jest pokrycie kesonu z pokryciem kadłuba za pośrednictwem kątowników. Na koniec część centralna statecznika łączy się z końcówkami przy pomocy połączeń kołnierzowych.



Rys. 15.31. Trwałe połączenie skorupowego centroplata statecznika poziomego ze skorupowym kadłubem. Końcówki statecznika mogą być demontowalne

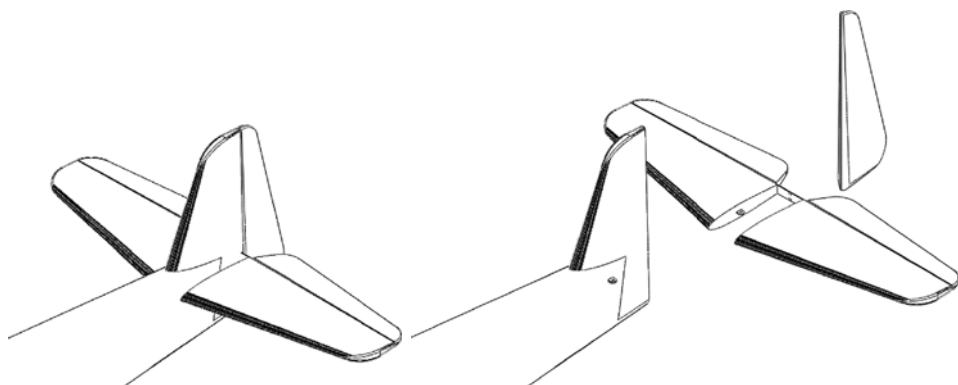


Rys. 15.32. Połączenie pręseł łączących dźwigary półskorupowego statecznika poziomego ze skorupowym kadłubem



Rys. 15.33. Demontowalne połączenie półskorupowego usterzenia poziomego z kadłubem w samolocie lekkim. Statecznik podzielony na dwie połowki

W przypadku konstrukcji półskorupowej wykroje w kadłubie mogą być mniejsze, gdyż przez konstrukcję kadłuba muszą przejść tylko dźwigarki części centralnej. Ścianki tych dźwigarków nitowane są do wręg (rys. 15.33). Dźwigarki te zakończone są okuciami. Co ciekawe, można w ten sposób połączyć z kadłubem również niedzielony statecznik półskorupowy, jak na rys. 15.34. W tym rozwiązaniu niedzielony jest jednak tylko tylny dźwigar statecznika. Przedni dźwigar jest dzielony i wyposażony w normalne okucia ze sworzniami o osiach pionowych. Montaż rozpoczyna się od wsunięcia statecznika od tyłu na tylną część kadłuba w taki sposób, aby okucia przednich dźwigarów statecznika trafiły w przeciwookucia i zapięcia ich sworzni. Następnie tylny dźwigar statecznika poziomego przykręca się do tylnego dźwigara statecznika pionowego, który stanowi również wręgę zamykającą kadłub. Na koniec instaluje się ster kierunku.

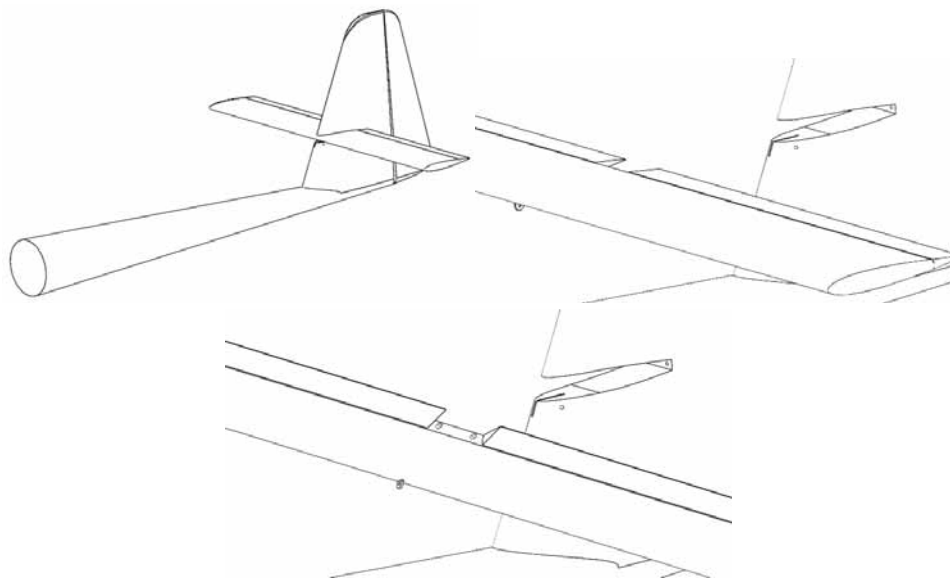


Rys. 15.34. Demontowalne połączenie półskorupowego usterzenia poziomego z kadłubem w samolocie lekkim. Dźwigar statecznika niedzielony

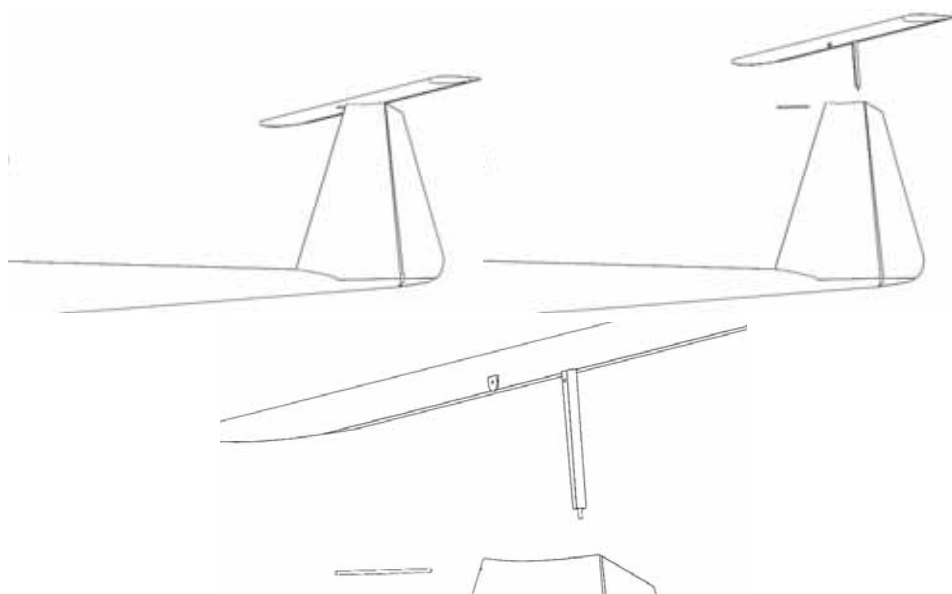
Bardzo ciekawe są również szybowcowe rozwiązania połączenia statecznika poziomego z pionowym. Pierwsze z nich pozwala na instalację statecznika poziomego w połowie wysokości statecznika pionowego (rys. 15.35). Dzięki temu statecznik poziomy nie jest tak narażony na uszkodzenie, jak zainstalowany bezpośrednio na kadłubie, a jednocześnie nie wprowadza dużych obciążeń w statecznik pionowy i kadłub. Z powodzeniem rozwiązanie to może być stosowane w szybowcach niezbyt często lądujących poza lotniskiem. Połączenie to wymaga wycięcia pokrycia statecznika pionowego od krawędzi natarcia, aż do przedniego dźwigara tegoż statecznika. W dźwigarze tym znajdują się dwa otwory z tu-

lejami, w które wchodzi dwa sworznie wystające z tylnego dźwigara statecznika poziomego. Z kolei z krawędzi natarcia statecznika poziomego wystaje w dół okucie wsuwające się w szczelinę w krawędzi natarcia statecznika pionowego, tuż pod wykrojem.

Drugie z rozwiązań służy do połączenia w sposób pewny stateczników w układzie T (rys. 15.36). W tym przypadku z tylnego dźwigara statecznika poziomego wystaje w dół bagnet zakończony sworzniem. Bagnet ten wsuwa się w skrzynkowy dźwigar tylny statecznika pionowego. Dźwigar ten przegrodzony jest poprzeczną wręgą z otworem, w który wsuwa się sworznie wystający z końca bagnetu. W górnej części bagnetu znajduje się otwór o osi poziomej, leżącej w płaszczyźnie symetrii. Otwór ten jest współliniowy z otworem w okuciu wystającym w dół z przedniego dźwigara statecznika poziomego. Okucie to wsuwa się w przeciwokucie zamontowane na szczycie przedniego dźwigara statecznika pionowego. Dzięki współosiowości otworów jednym sworzniem wsuwanym poziomo w krawędź natarcia można połączyć ze sobą obydwie pary dźwigarów. Wadą tego rozwiązania jest to, że bagnet wystający prostopadle do powierzchni statecznika utrudnia zapakowanie go w przyczepce transportowej. Manipulowanie statecznikiem wymaga też sporej ostrożności, aby nie uszkodzić bagnetem innych elementów szybowca w trakcie montażu.



Rys. 15.35. Statycznie wyznaczalne połączenie statecznika poziomego z pionowym w połowie jego wysokości w szybowcu

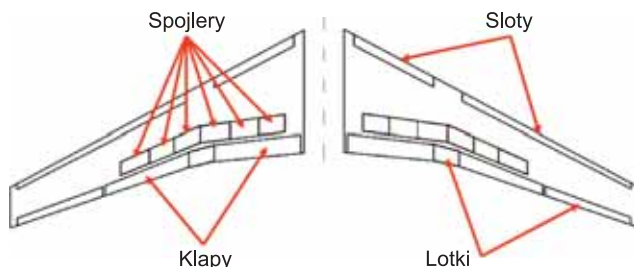


Rys. 15.36. Połączenie statecznika poziomego i pionowego w układzie T w szybowcu

Rozdział 16

KONSTRUKCJA ELEMENTÓW MECHANIZACJI PŁATA

Typowe elementy mechanizacji skrzydła pokazane są na rys. 16.1. Spełniają one różne funkcje [139]. Sloty zwiększają współczynnik siły nośnej oraz kąt natarcia przeciągnięcia. Klapy również zwiększają maksymalny współczynnik siły nośnej, ale kosztem zmniejszenia kąta natarcia przeciągnięcia. Spojlery zmniejszają siłę nośną i zwiększają opór. Na koniec lotki, działając podobnie do klap, lecz niesymetrycznie, przeznaczone są do sterowania poprzecznego. Wszystkie te elementy stosowane są w celu poprawienia charakterystyk samolotu w różnych fazach lotu. W wielu przypadkach istnieje możliwość zaprojektowania samolotu bez któregoś lub nawet bez większości tych elementów. Praktycznie jednak każdy samolot ma przynajmniej lotki.



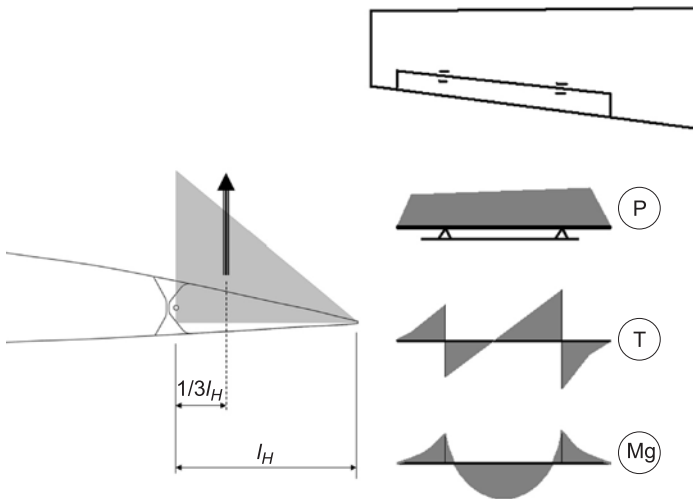
Rys. 16.1. Mechanizacja płata samolotu transportowego

16.1. Konstrukcja lotek

Omawianie konstrukcji lotek wypada rozpocząć od omówienia ich obciążeń i niektórych zjawisk wynikających z ich obecności i działania. Wnioski z tych rozważań są prawdziwe również dla innych elementów mechanizacji oraz sterów.

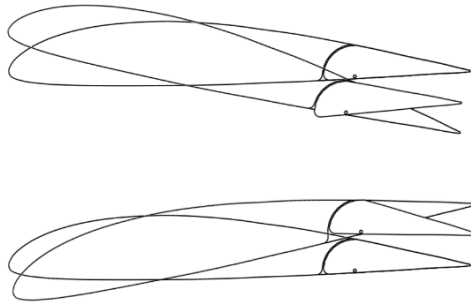
W pierwszym przybliżeniu można założyć, że rozkład ciśnienia działającego na lotkę wzdłuż cięciwy, w dowolnym stanie lotu, ma kształt trójkątny z maxi-

mum na osi jej obrotu (rys. 16.2). Założenie to nie jest wystarczająco dokładne do liczenia np. momentów zawiasowych obciążających układ sterowania, ale do zgrubnych szacunków wytrzymałości samej lotki wystarczają. Na tej samej zasadzie można założyć, że wydatek siły obciążającej lotkę wzdłuż rozpiętości jest w przybliżeniu proporcjonalny do rozkładu cięciw lotki. Przy czym przy obydwu jej zakończeniach spada do zera, ze względu na wyrównywanie się ciśnień pod i nad lotką, wynikające z obecności szczeliny pomiędzy lotką a innymi elementami skrzydła. Siła ta jest równoważona przez reakcje w zawiasach. Natomiast moment zawiasowy równoważony jest przez siłę przyłożoną do dźwigni układu sterowania. Na tej podstawie można wyznaczyć rozkład siły tnącej i momentu gnącego lotkę oraz działający na nią moment skręcający. Wyznaczenie rozkładu siły tnącej i momentu gnącego lotkę to zadanie stosunkowo proste, jeżeli lotka jest zawieszona na dwóch zawiasach. Jednakże, ze względu na niezawodność, zaleca się raczej stosowanie zawieszenia na trzech zawiasach. W tym przypadku zadanie się komplikuje ze względu na statyczną niewyznaczalność takiego układu. Istnieją, co prawda, przybliżone metody wyznaczania reakcji w zawiasach takiej lotki, ale dotyczą one tylko standardowych przypadków, w których sztywność skrzydła i lotek spełniają określone założenia.



Rys. 16.2. Obciążenia lotki

Niezależnie od tego, czy wstępne szacunki były zrobione z użyciem takich wzorów, czy nie, przystępując do dokładnych obliczeń, należy wyznaczyć reakcje w zawiasach, uwzględniając odkształcenia zarówno skrzydła, jak i lotek. Warto przy tym zauważyć, że sztywności te zazwyczaj nie są takie same. Wynika z tego kilka istotnych zjawisk.

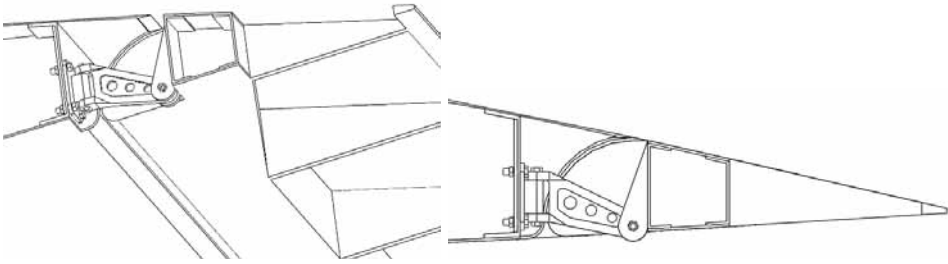


Rys. 16.3. Odwrotne działanie lotek na skutek zbyt małej sztywności skrzydła

Po pierwsze, sztywność skrętna skrzydła może być za mała, co może prowadzić do tzw. rewersu lotek (rys. 16.3). Polega on na tym, że na skutek wychylenia lotki rośnie różnica ciśnień na jej górnej i dolnej powierzchni. Powoduje to wzrost wartości reakcji w zawiasach. Reakcje te wywołują wzrost momentu skręcającego skrzydło, gdyż zawiasy znajdują się zwykle daleko za środkiem sił poprzecznych konstrukcji skrzydła. Ten dodatkowy moment skręcający powoduje zmianę kąta natarcia skrzydła w stronę przeciwną do przyrostu siły na lotce. A ponieważ pochodna siły nośnej po kącie natarcia jest większa od pochodnej po wychyleniu lotki, to przy zbyt małej sztywności skrętnej skrzydła efekt wychylenia lotki będzie dokładnie odwrotny do zamierzonego. Z tego powodu moment wynikający z wychylania lotek musi być uwzględniony przy liczeniu obciążeń skrętnych skrzydła, a jego sztywność tak dobrana, żeby wynikające z wychylenia lotki skręcenie skrzydła było minimalne.

Drugie zjawisko związane z różnicą sztywności skrzydeł i lotek wynika z różnicy sztywności giętych. Na skutek uginania się konstrukcji skrzydła zmienia się odległość pomiędzy zawiasami lotki. Odległość ta zmienia się również w wyniku uginania się samych lotek. A ponieważ zarówno obciążenia, jak i sztywności obydwu tych elementów są różne, więc zmiany odległości pomiędzy zawiasami również są różne. Gdyby więc ktoś zaprojektował wszystkie zawiasy lotek jako dokładnie pasowane, to pod wpływem obciążeń aerodynamicznych zawiasy te uległyby zablokowaniu. Tymczasem zgodnie z obowiązującymi przepisami nie tylko nie mogą się one blokować, ale również siły w układzie sterowania nie mogą nadmiernie rosnąć. Z tego względu konstrukcja zawieszenia lotek musi zawierać elementy kompensujące różnice odkształceń skrzydła i lotki. Dlatego w konstrukcjach zawiasów stosuje się zwykle przeguby kulowe. Ponadto dokładnie spasowany jest zwykle tylko jeden zawias. Pozostałe zawiasy pozwalają na przemieszczanie się lotkowej części zawiasu wzdłuż rozpiętości skrzydeł. Jest to jednak o tyle niebezpieczne, że przy bardzo dużym ugięciu może doprowadzić do

wypięcia się zawiasu. Z tego względu często stosuje się zawiasy pozwalające na obroty wokół dwóch osi, jak na rys. 16.4.

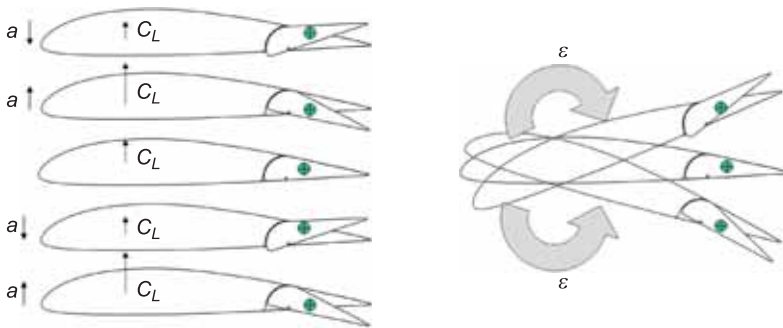


Rys. 16.4. Zawias lotki kompensujący różnicę odkształceń lotki i skrzydła

Obrót wokół osi poziomej tego zawiasu pozwala na normalne funkcjonowanie lotki. Natomiast obrót wokół osi pionowej zabezpiecza ją zarówno przed zablokowaniem się pod wpływem obciążeń aerodynamicznych, jak również przed wypięciem się.

Kolejnym niezwykle groźnym zjawiskiem związanym ze sztywnością lotek i układu sterowania jest ich flutter. Jeśli środek masy lotki znajduje się za jej osią obrotu, to na skutek oddziaływania z atmosferą mogą się pojawić drgania skrętne lub giętno-skrętne lotek (rys. 16.5). Sprzyjać temu może również rozmieszczenie zawiasów w węzłach którejsz z postaci drgań własnych lotki. Na skutek tych drgań uszkodzeniu może ulec układ sterowania. Z drugiej strony drgania te wywołują pojawienie się cyklicznie zmiennych reakcji w zawiasach, a więc również cykliczne zmiany momentu skręcającego skrzydła. Flutter lotek może się więc przenieść na całe skrzydła, prowadząc do ich zniszczenia. Z tego względu lotki powinny być wyważone, tzn. ich środek masy powinien znajdować się przed osią obrotu. Jednakże ciężka lotek przed zawiasem jest zwykle znacznie mniejsza od ciężkiwy za zawiasem, co wynika z konieczności uzyskania właściwych sił w układzie sterowania. Dlatego konstrukcja lotki za zawiasem musi być tak lekka, jak to tylko możliwe. Niestety, zazwyczaj nie wystarcza to do uzyskania właściwego wyważenia. Zwykle więc w krawędzi natarcia lotki umieszcza się ciężarki pozwalające na właściwe wyważenie (rys. 16.6 i 16.7). Oczywiście im dalej przed osią obrotu znajduje się ciężarek, tym mniejsza musi być jego masa. W związku z tym często wyważenie umieszcza się w nosku wyważenia rogowego lub na wysięgniku przed lotką.

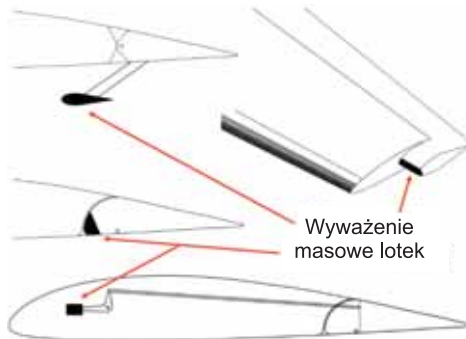
Lotkę wyważyć można również wraz z układem sterowania. Pozwala to na ukrycie ciężarka wewnątrz konstrukcji samolotu, a jednocześnie na zmniejszenie jego masy. Pojawia się jednak ryzyko związane ze sztywnością układu sterowania pomiędzy lotką a ciężarkiem. Układ ten może być również źródłem drgań flutterowych.



Rys. 16.5. Flatter lotek



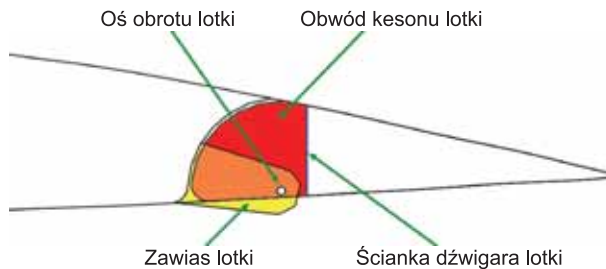
Rys. 16.6. Masa antyflatterowa w nosku kesonu lotki



Rys. 16.7. Różne rodzaje wyważenia masowego lotek

Podobnie jak w przypadku sterów, również lotki często pewną część ciężaru mają zlokalizowaną przed osią obrotu zawiasów (rys. 16.8). Powoduje to problem z rozmieszczeniem elementów strukturalnych. Ze względów opisanych powyżej chciałoby się najcięższe, a więc również najmocniejsze z nich umieścić przed osią zawiasów. Dotyczy to w szczególności kesonu przenoszącego skręcanie. Lokalizacja dźwigara nie stanowi zazwyczaj problemu. Może on bowiem znajdować się tuż za osią obrotu, nie wpływając znacząco na rozkład masy. Znajdująca się przed dźwigarem część kesonu nie może jednak zajmować tej samej przestrzeni

co zawias, w związku z tym w kesonie muszą występować wykroje umożliwiające zainstalowanie zawiasów.



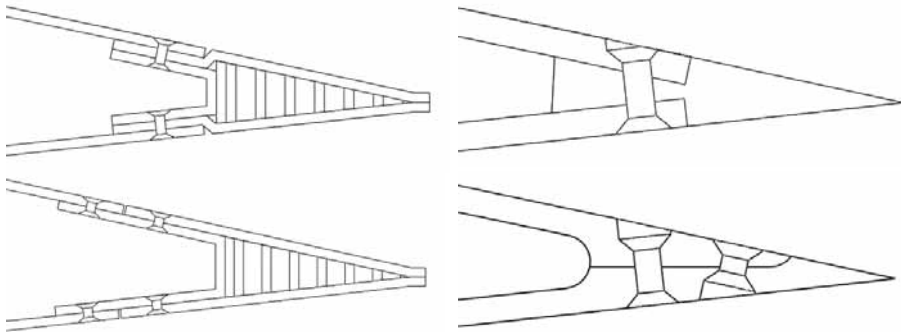
Rys. 16.8. Wykroje na zawiasy w nosku kesonu lotki Friesa. MD-12 (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)



Rys. 16.9. Dodatkowy keson usztywniający lotkę w miejscu wykroju na zawias (por. rys. 15.6). Ił-14 (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)

Lokalne zmniejszenie sztywności skrętnej na skutek istnienia tych wykrojów musi być skompensowane dodatkowym obwodem zamkniętym dodanym w konstrukcji lotki za osią obrotu (rys. 16.9).

Na zaprezentowanych tu zdjęciach i rysunkach przedstawiających konstrukcję lotek zauważyć można istotny problem konstrukcji krawędzi spływu. Niezależnie od tego, czy lotka ma pokrycie elastyczne, czy sztywne, krawędź spływu musi połączyć sprzeczne wymagania małej masy, małych wymiarów i dużej wytrzymałości. Z aerodynamicznego punktu widzenia krawędź spływu powinna być możliwie ostra. Jest to jednak nierealne z konstrukcyjnego punktu widzenia, a z eksploatacyjnego wręcz niebezpieczne. Z tych dwóch względów w wielu konstrukcjach rezygnuje się z zalet aerodynamicznych, stosując stosunkowo grube (dochodzące do 10 mm grubości) krawędzie spływu, np. rys. 16.6. W większości jednak przypadków dąży się do kompromisu i uzyskania krawędzi spływu o grubości rzędu 1–2 mm. Przykłady takich rozwiązań przedstawiono na rys. 16.10.



Rys. 16.10. Przykłady konstrukcji krawędzi spływu

Dwa pierwsze przykłady pokazują przekładkową konstrukcję krawędzi spływu. Warto w tym przypadku zwrócić uwagę na bardzo delikatne nitowanie tej krawędzi do reszty konstrukcji. W dodatku dostępny do nitów są tu również bardzo ograniczone. Na pozostałych rysunkach pokazano frezowane krawędzie spływu: w postaci listwy czy też integralnego pogrubienia pokrycia. W obydwu przypadkach również pojawia się problem nitowania. Tym razem problem wynika z nierównoległości górnej i dolnej powierzchni krawędzi spływu. Gdyby poprzestano na wywierceniu otworów i zanitowaniu krawędzi spływów, to dociskane do tych powierzchni łby i zakuwki nitów wyginałyby ich trzony, co w znaczący sposób obniżałoby ich wytrzymałość. W związku z tym, w obydwu prezentowanych przypadkach zastosowano nity z łbami wpuszczanymi. Przy czym otwory pod łby i zakuwki są na tyle głębokie, aby żadne z nich nie opierało się na powierzchni pokrycia skrzydła. Dzięki temu trzony nitów pozostają proste. Problemem może się jednak okazać uzyskanie gładkiej powierzchni skrzydła. Jeśli bowiem otwory są za płytkie, to część łba będzie wystawać. Z kolei sfrezowanie łba nitu tylko z jednej strony spowoduje niesymetrię jego obciążeń. Z drugiej strony, jeśli otwory są wystarczająco

głębokie, aby pomieścić cały łeb i zakuwkę, to ścianki łączonych elementów mogą być za cienkie lub nawet posiadać ostrza, co jest bardzo niekorzystne zarówno ze względu na wytrzymałość doraźną, jak i zmęczeniową połączenia.

16.2. Konstrukcja spojlerów

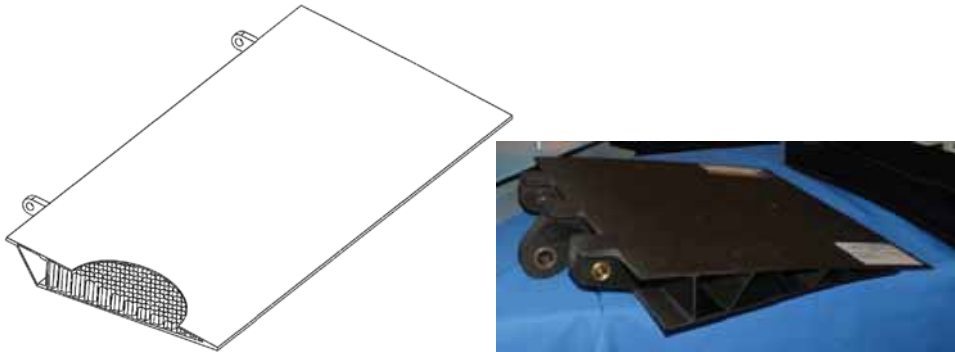
W chwili obecnej najczęściej spotykane są dwa rodzaje konstrukcji spojlerów. W pierwszym przypadku spojler ma postać płyty wysuwającej się prostopadle do płaszczyzny cięciw (rys. 16.11). Płyta taka jest zazwyczaj usztywniona u góry listwą uszczelniającą. Z kolei mechanizm otwierania spojlerów jest w tym przypadku najczęściej czworobokiem przegubowym. Spoilery tego rodzaju wykorzystywane są najczęściej w szybowcach w charakterze hamulców aerodynamicznych. Zwykle wysuwane są one do góry, a w niektórych szybowcach również w dół. Warto jednak zwrócić uwagę na fakt, że dolna płyta jest zwykle mniej skuteczna, a jednocześnie bardziej narażona na uszkodzenia w trakcie przygodnego lądowania.



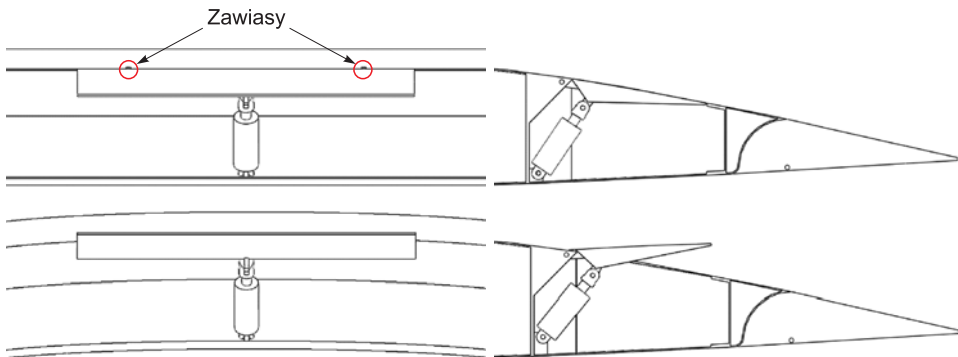
Rys. 16.11. Sekwencja wypuszczenia/chowania hamulca aerodynamicznego w szybowcu PW-5

Drugi typ konstrukcji spojlerów to przekładkowa płyta z zawiasami na jednej z krawędzi, jak na rys. 16.12. Płyty takie stosowane są zazwyczaj w samolotach transportowych i pełnią kilka funkcji [139]. Przy symetrycznym wychyleniu w powietrzu realizują funkcję hamulców aerodynamicznych, podobnie jak w szybowcach. Przy

niesymetrycznym wychyleniu na prawym i lewym skrzydle wspomagają działanie lotek, zmniejszając siłę nośną i zwiększając opór tego skrzydła, w którego stronę realizowany jest zakręt. Natomiast po przyziemieniu spojlery takie wychylane są całkowicie w celu możliwie silnego dociśnięcia samolotu do pasa startowego, dzięki czemu możliwe jest skuteczne hamowanie hamulcami kół. Odbywa się to dzięki zerwaniu opływu na znacznej powierzchni skrzydła i wynikającemu z tego zmniejszeniu siły nośnej. Przy okazji rośnie również znacząco opór aerodynamiczny samolotu.



Rys. 16.12. Przykłady konstrukcji spojlerów



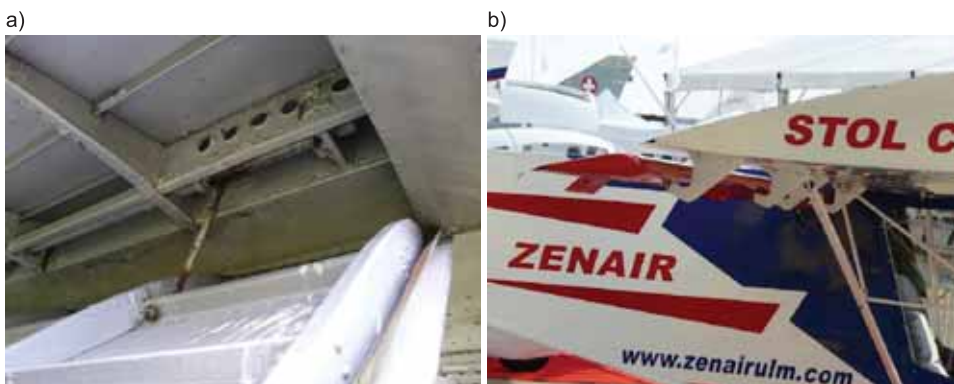
Rys. 16.13. Niepożądane wychylenie spojlera w wyniku ugięcia skrzydła przy ujemnym współczynniku obciążenia lub w trakcie rozbiegu samolotu

Dość istotnym problemem w konstrukcji spojlerów tego rodzaju jest umieszczenie siłowników je napędzających. Jeśli bowiem siłownik taki zostałby umieszczony pomiędzy szeroko rozstawionymi zawiasami, to przy dużym ugięciu skrzydeł mierzona w pionie odległość zawiasów od zamocowania siłownika zaczęłaby ulegać zmianie (rys. 16.13). To z kolei mogłoby powodować niepożądane wychylenie się spojlerów. Byłoby to szkodliwe, zwłaszcza w trakcie rozbiegu samolotu, gdy pod wpływem masy paliwa skrzydła wygięte są w dół, a wychylenie spojlerów zwiększa opór.

16.3. Konstrukcja klap

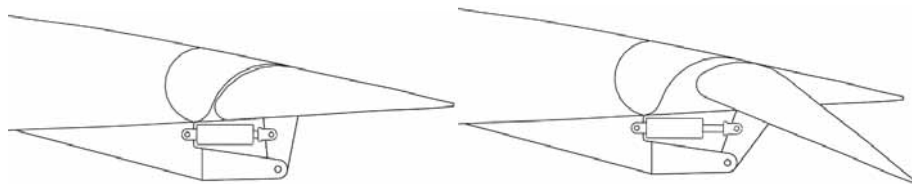
Konstrukcja klap, podobnie jak konstrukcja lotek, przypomina zwykle konstrukcję skrzydła. W części noskowej znajduje się keson, zamknięty w maksymalnej grubości dźwigarkiem. Prostopadle do dźwigara rozmieszczone są żebra utrzymujące profil kłapy. Pokrycie za dźwigarkiem może być zarówno sztywne, jak i elastyczne, zawsze jednak warto zadbać, aby środek masy znajdował się możliwie blisko lub przed osią obrotu kłapy.

Dużą różnorodność obserwuje się natomiast w zakresie systemów mocowania i napędów kłap. Wynika ona z często bardzo skomplikowanych trajektorii, po których kłapy się poruszają.



Rys. 16.14. a) Napęd i zawieszenie kłapy krokodylowej w samolocie DC-3 (*Flygvapenmuseum, Linköping*), b) zawieszenie kłapy Junkersa w samolocie Zenair STOL CH 701

W najprostszym przypadku kłap wysklepiających lub krokodylowych wystarczy zawieszenie na konwencjonalnych zawiasach liniowych lub punktowych (rys. 16.14a). Jednakże już w przypadku kłap Junkersa (rys. 16.14b) oś obrotu kłapy znajduje się daleko pod obrysem profilu płata. Podobny problem występuje w przypadku wszystkich rodzajów kłap szczelinowych (rys. 16.15–16.17). Najprostszym rozwiązaniem jest wtedy przymocowanie do żeber w skrzydle długiego wysięgnika, do którego zamocowane jest łożysko obrotu kłapy. Drugi wysięgnik przytwierdzony jest do odpowiedniego żebra w konstrukcji kłapy. Również ten wysięgnik zawiera łożysko w miejscu osi obrotu kłapy. Obydwa te wysięgniki wystają oczywiście poza obrys profilu płata i łączą się przy pomocy sworznią stanowiącego oś obrotu. Pomiędzy tymi wysięgnikami umocowany może być siłownik hydrauliczny lub elektryczny, napędzający kłapę. W małych i powolnych samolotach napęd może być realizowany mechanicznie, przy pomocy popychacza.



Rys. 16.15. Przykładowy schemat działania mechanizmu kłapy jednoszczelinowej

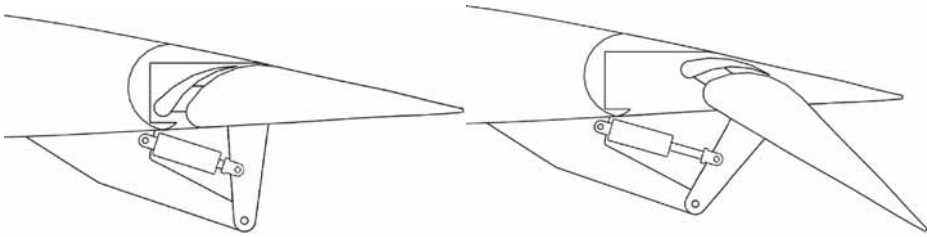


Rys. 16.16. Zawieszenie kłapy szczelinowej w samolotach Cirrus SR22 i Partenavia Victor



Rys. 16.17. Wspornik zawieszenia kłapy szczelinowej w dużym samolocie transportowym

W przypadku kłap dwuszczelinowych przedni segment kłapy może być zamocowany do tylnego na stałe (rys. 16.18–16.20) lub być ruchomy (rys. 16.21 i 16.22). W pierwszym przypadku napęd kłapy może być zrealizowany dokładnie tak samo jak napęd i zawieszenie kłapy jednoszczelinowej. Jedyną różnicą polega na tym, że w konstrukcji skrzydła przed kłapą musi być przewidziana przestrzeń na pomieszczenie przedniego segmentu kłapy. Przy stosunkowo niewielkim wychyleniu kłapa taka odsłania tylko szczelinę pomiędzy segmentami. Szczelina między skrzydłem a kłapą odsłaniana jest przy większych wychyleniach.



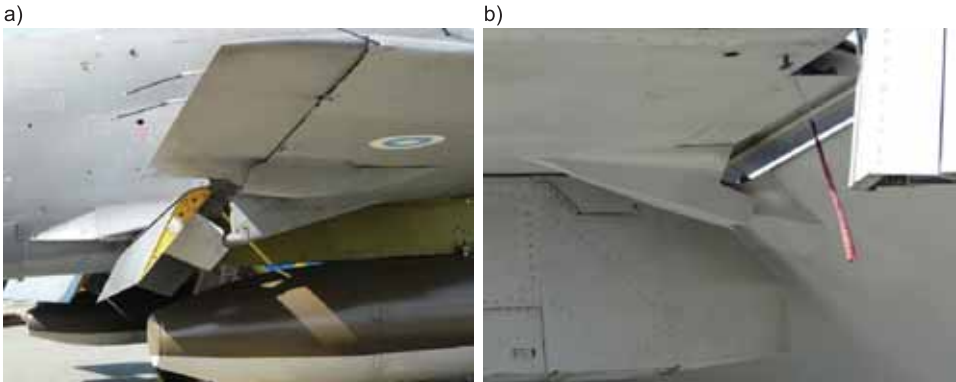
Rys. 16.18. Przykładowy schemat działania mechanizmu kłapy dwuszczelinowej ze stałym slotem

Typowym przykładem tego rodzaju kłapy może być kłapa samolotu C-17. W tym przypadku warto zwrócić uwagę na to, że wychylona kłapa zasłania dysze wylotowe silników. Pozwala to znacząco zwiększyć siłę nośną w trakcie startu i lądowania, co zapewnia właściwości STOL, ale naraża kłapę na oddziaływanie gorących gazów spalinowych. Z tego względu te fragmenty kłapy, które są na ten kontakt narażone wykonane są ze stopów żarowytrzymałych, które są stosunkowo ciężkie, ale w wysokich temperaturach pracują prawidłowo.

Dwuszczelinowe kłapy ze sztywnym połączeniem pomiędzy segmentami stoją się nawet w szybkich samolotach, takich jak BAE Hawk czy Boeing F-18.

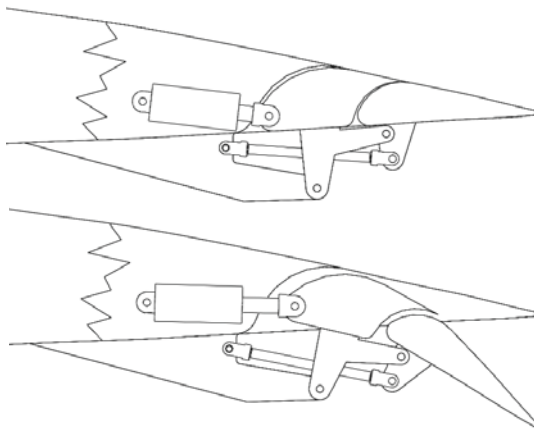


Rys. 16.19. Zawieszenie i napęd kłapy dwuszczelinowej ze stałym slotem w samolocie Boeing C-17



Rys. 16.20. Zawieszenie kłapy dwuszczelinowej ze stałym slotem w samolotach: a) BAE Hawk, b) Boeing F-18

Kłapy dwuszczelinowe, w których obydwa segmenty poruszają się niezależnie, są bardziej efektywne, ale ich napędy są również bardziej skomplikowane. Obydwa segmenty mogą w tym przypadku być sprzężone lub poruszać się zupełnie niezależnie. Sprzężony napęd kłapy dwuszczelinowej samolotu L-410 Turbolet przedstawiono na rys. 16.21. Każdy z segmentów tej kłapy jest wyposażony w oddzielny wysięgnik, przy czym wysięgnik tylnego segmentu jest połączony obrotowo zarówno z wysięgnikiem przedniego segmentu, jak i, za pośrednictwem popychacza, z wysięgnikiem skrzydła. Dzięki temu całość może być napędzana tylko jednym siłownikiem. Każdemu bowiem ruchowi przedniego segmentu towarzyszy sprzężony ruch tylnego segmentu.



Rys. 16.21. Przykład rozwiązania zawieszenia i napędu kłapy dwuszczelinowej

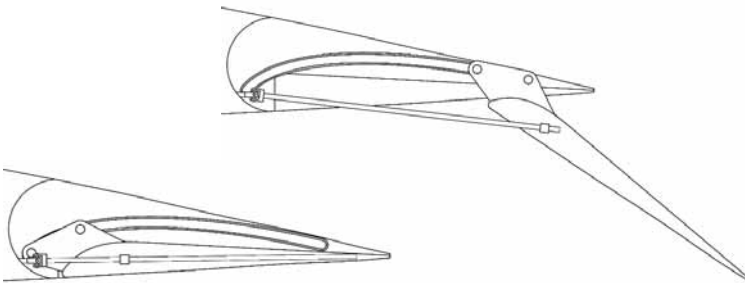
Przykładem niezależnego napędu kłapy dwuszczelinowej jest kłapa samolotu GAF Nomad (rys. 16.22). W tym przypadku wysięgnik tylnego segmentu kłapy jest połączony z wysięgnikiem skrzydłowym nie przy pomocy popychacza o stałej długości, lecz przy pomocy drugiego siłownika. Dzięki temu, jeśli uaktywniony jest tylko główny siłownik kłapy, to ruchy obydwu segmentów są ze sobą sprzężone jak poprzednio. Jeśli natomiast uruchomiony jest tylko dodatkowy siłownik, to porusza się tylko tylny segment kłapy. Możliwy jest oczywiście ruch pod wpływem obydwu siłowników, dzięki czemu uzyskuje się znacznie większą liczbę konfiguracji wychyleń kłapy, co pozwala zoptymalizować je w zależności od warunków startu, lądowania i załadowania samolotu. Może to być bardzo przydatne w przypadku samolotu przystosowanego do operowania z nieprzygotowanych lądowisk, w buszu.



Rys. 16.22. Zawieszenie i napęd kłapy dwuszczelinowej w samolocie GAF Nomad (*Pima Air and Space Museum, Tucson*)

Opisane powyżej rozwiązania napędu kłapy mają dwie zasadnicze wady. Wymagają użycia wysięgników, daleko wystających pod obrysem profilu skrzydła, co znacząco zwiększa opór aerodynamiczny samolotu. Ponadto ograniczają możliwość poruszania się kłapy tylko do ruchu obrotowego wokół osi obrotu. Rozwiązaniem obydwu tych problemów może być zawieszenie szynowo-rolkowe (rys. 16.23 i 16.24). W tym przypadku do konstrukcji skrzydła zamocowana jest szyna, po której toczą się rolki zamocowane do kłapy. Szyna ma kształt odpowiadający trajektorii, po której ma się poruszać kłapa. Kłapa napędzana jest siłownikiem o długim skoku, np. napędzaną elektrycznie śrubą pociągową. Szyna może być umieszczona wewnątrz konstrukcji skrzydła lub być umieszczona w owiewce na zewnątrz. Można w ten sposób zaprojektować kłapę dwuszcze-

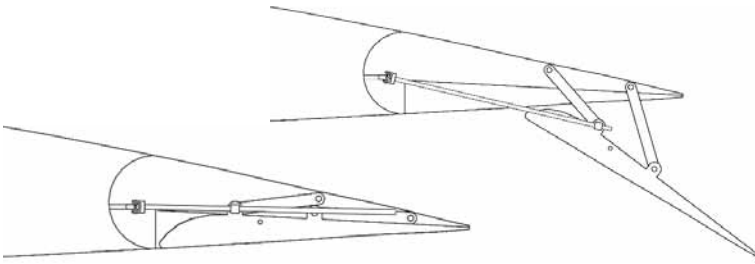
linową z obydwoma segmentami połączonymi sztywno. Można również zaprojektować taką klapę wieloszczelinową, w której każdy segment porusza się niezależnie, napędzany własnym siłownikiem. Przy czym rolki danego segmentu toczą się po szynie zamocowanej do poprzedniego segmentu. Rozwiązanie takie daje niemal nieograniczone możliwości w zakresie trajektorii ruchów poszczególnych segmentów kłap. Pozwala również ukryć cały napęd i zawieszenie kłapy wewnątrz konstrukcji skrzydła, redukując opór aerodynamiczny samolotu. Jednakże istotnym problemem może się okazać sztywność szyny i jej zamocowania. Jeśli byłaby ona za mała, to kłapa poruszałaby się po trajektorii znacząco różniącej się od zaplanowanej lub wręcz blokowałaby się. Z drugiej strony szyna wystarczająco sztywna i jednocześnie ukryta w konstrukcji samolotu może się okazać zbyt ciężka. Z tego względu szyny, po których poruszają się kłapy wielu samolotów, wystają poza obrys profilu płata.



Rys. 16.23. Przykładowy schemat działania mechanizmu szynowo-rolkowego kłapy Fowlera



Rys. 16.24. Zawieszenie kłapy szczelinowej przy pomocy mechanizmu szynowo-rolkowego w samolocie PZL-130 Orlik (*Airbus Polska/Piotr Jaśkowski*)



Rys. 16.25. Przykładowy schemat zawieszenia i napędu kłapy szczelinowej na czworoboku przegubowym



Rys. 16.26. Zawieszenie kłapy szczelinowej na czworoboku przegubowym w szybowcu Breguet 901
(*Musée de l'Air et de l'Espace – Aéroport de Paris-Le Bourget*)

Kolejnym mechanizmem wykorzystywanym w celu zawieszenia kłapy jest czworobok przegubowy (rys. 16.25 i 16.26). Jest to mechanizm pozwalający na wychylenie kłap po bardzo różnych trajektoriach, które realizuje się dzięki odpowiedniemu doborowi długości poszczególnych członów. Czworobok ten może być zamontowany zarówno do konstrukcji skrzydła, jak i do wysięgnika pod skrzydłem.

Mechanizmy zawieszenia kłap dużych samolotów pasażerskich są zazwyczaj kombinacją wszystkich wymienionych powyżej mechanizmów, zaprojektowaną w taki sposób, aby połączyć wysoką efektywność kłapy z odpowiednią sztywnością i wytrzymałością jej zawieszenia oraz niewielkim oporem aerodynamicznym owiewki, w której się cały mechanizm znajduje. Dąży się przy tym do stosowania kłap o jak najmniejszej liczbie segmentów, gdyż masa i koszty mechanizmu rosną wraz ze stopniem jego komplikacji.

16.4. Konstrukcja elementów mechanizacji krawędzi natarcia

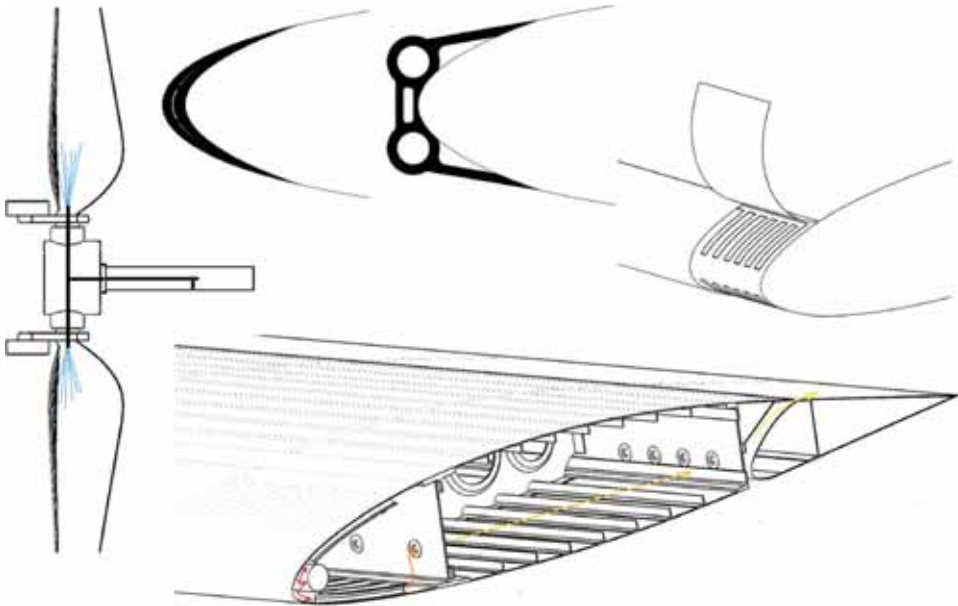
Krawędź natarcia to miejsce, w którym często muszą się zmieścić dwa niezwykle ważne elementy mechanizacji samolotu. Są to sloty, przeznaczone do zwiększania siły nośnej, oraz instalacja przeciwooblodzeniowa, która zabezpiecza krawędź natarcia skrzydła przed odkładaniem się na niej lodu.

16.4.1. Instalacja przeciwooblodzeniowa

Oblodzenie to wyjątkowo niebezpieczne zjawisko polegające na odkładaniu się lodu na powierzchniach samolotu, zwłaszcza na krawędziach natarcia różnych jego elementów [272–280]. Lód ten zwiększa masę samolotu, jednocześnie zmieniając jego kształt. Zwykle przy tym krawędzie natarcia przybierają kształty niekorzystne z punktu widzenia aerodynamiki, co gwałtownie pogarsza charakterystyki aerodynamiczne samolotu. Jednocześnie lód odkładający się na krawędziach natarcia lotek i sterów może je zablokować, a lód na krawędziach wlotów powietrza zmniejsza wydatek powietrza przez nie przepływającego. Zjawisku temu sprzyja niska temperatura i wysoka wilgotność powietrza. Samolot, który wleci w obszar sprzyjający oblodzeniu, może mu ulec w ciągu zaledwie kilku sekund, co może doprowadzić do katastrofy. Najniebezpieczniejsze z tego punktu widzenia są pułapy 0–5000 m, gdzie duża wilgotność i ujemna temperatura mogą się zdarzyć nawet latem. Warto przy tym zwrócić uwagę na fakt, że oblodzenie zaczyna się już przy temperaturze rzędu 0°C. Wyższe pułapy nie są pod tym względem niebezpieczne. Panujące tam temperatury sięgają, co prawda zazwyczaj –60°C, jednakże ze względu na bardzo niską wilgotność brakuje wody, która mogłaby zamarzać na powierzchniach samolotu w postaci lodu lub szronu.

Biorąc to wszystko pod uwagę, każdy samolot przeznaczony do eksploatacji w zmiennych warunkach atmosferycznych powinien być wyposażony w instalację przeciwooblodzeniową. Tradycyjnie stosowane są cztery rodzaje instalacji (rys. 16.27). Pierwsza z nich pobiera gorące powietrze z silnika i doprowadza rurami do chronionych krawędzi natarcia. Tam, poprzez otworki w rurach gorące powietrze wypływa i podgrzewa pokrycie od wewnątrz, co topi lód na zewnątrz krawędzi. Instalacja tego rodzaju może podgrzewać całe skrzydło, o ile tylko w jej konstrukcji przewidziane są odpowiednie otwory. Dzięki temu gorące powietrze może docierać do szczelin między konstrukcją skrzydła a klapami i lotkami. Pozwala to zabezpieczyć również te obszary przed oblodzeniem. Niestety, uniemożliwia to wykorzystanie przestrzeni pomiędzy dźwigarami w charakterze

zbiorników integralnych. Rozwiązanie to nie nadaje się więc do zastosowania w dużych samolotach dalekiego zasięgu, w których stosowanie zbiorników integralnych jest koniecznością.

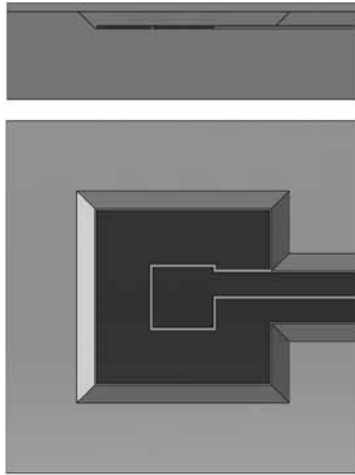


Rys. 16.27. Instalacje odladzające

Inne rozwiązanie instalacji przeciwooblodzeniowej polega na pokryciu krawędzi natarcia workami gumowymi o odpowiednim kształcie. Jeżeli nie ma w nich powietrza, przybierają one kształt noska profilu aerodynamicznego. W razie pojawienia się lodu można je jednak napompować, w wyniku czego zmieniają swój kształt. Prowadzi to w konsekwencji do pokruszenia lodu, który następnie odpada z chronionej workami powierzchni.

Jeszcze inne rozwiązanie zakłada rozmieszczenie na krawędzi natarcia przewodów elektrycznych o stosunkowo dużej oporności. Przepływ prądu podgrzewa te przewody, co prowadzi do topienia lodu na powierzchniach chronionych.

Możliwe jest też zraszanie powierzchni zagrożonych oblodzeniem płynem o bardzo niskiej temperaturze krzepnięcia, np. alkoholem. Mieszając się z wodą z atmosfery, obniża on również temperaturę krzepnięcia mieszaniny, co uniemożliwia jej osadzenie się na powierzchni samolotu. Rozwiązanie to jest szczególnie użyteczne w tych miejscach, do których trudno byłoby doprowadzić instalacje innego typu, np. na krawędziach natarcia łopat śmigieł.

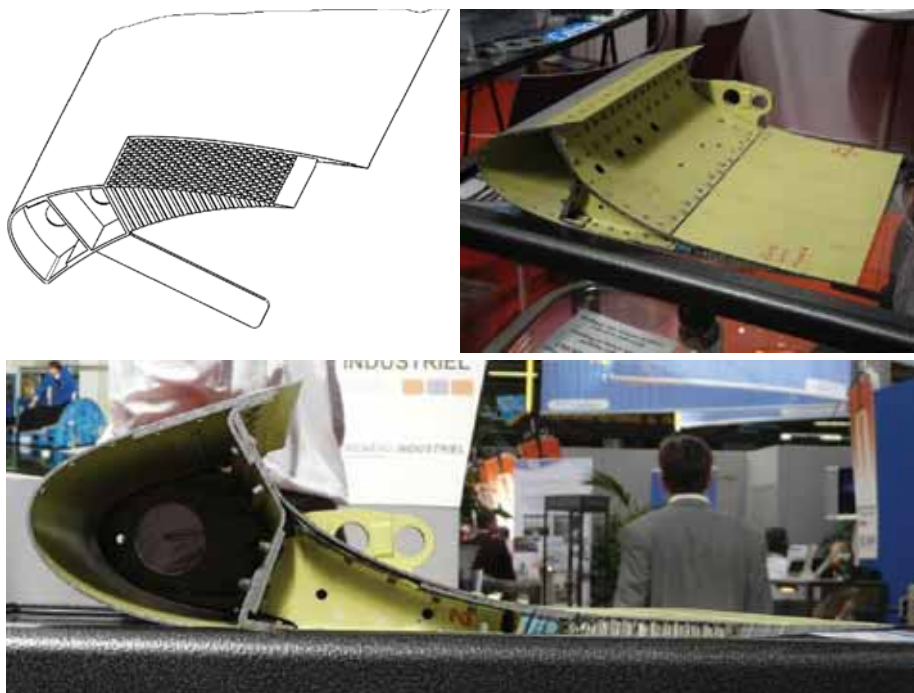


Rys. 16.28. Przykład czujnika ostrzegającego o oblodzeniu

Niezależnie od tego, która instalacja zamontowana jest na samolocie, użycie którejkolwiek oznacza znaczny wydatek energii lub wzrost masy samolotu. Prowadzi się, co prawda, badania nad nowymi, bardziej energooszczędnymi systemami wykorzystującymi np. metale z pamięcią kształtu, jednakże wiążący się z ich użyciem wydatek energii i tak będzie znaczący [279]. Dlatego też instalacje przeciwołodziwowe powinny pozostawać wyłączone w warunkach, kiedy nie ma zagrożenia oblodzeniem. Wykrywanie zagrożenia oblodzeniem jest więc niezwykle ważne. Pierwszym źródłem informacji są prognozy meteorologiczne. Nie są one jednak w pełni niezawodne, dlatego też na powierzchniach samolotów instaluje się różnego rodzaju detektory oblodzenia [277]. Najprostszym z nich jest płytką z ostrzem umieszczoną w polu widzenia pilotów. Lód zwykle najpierw pojawia się na ostrzach, jest więc bardzo prawdopodobne, że najpierw pojawi się na takim ostrzu. Innym typem detektora oblodzenia jest obracający się wałek, za którym umieszczona jest owiewka. Lód odkładający się na wałku blokuje go względem owiewki, co powoduje spadek jego prędkości obrotowej. Spadek ten jest więc sygnałem ostrzegawczym o oblodzeniu. Najnowsze detektory oblodzenia opierają się na technologii mikroelektromechanizmów, dzięki czemu można rozmieścić ich wiele na najbardziej zagrożonych powierzchniach samolotu, nie psując ich aerodynamiki. Przykładem takiego detektora może być niewielka membranka umieszczona nad zagłębieniem z dwoma elektrodami [280] (rys. 16.28). Jedna z elektrod podłączona jest do źródła prądu zmiennego, co powoduje przyciąganie i odpychanie membranki. Druga elektroda pozwala na pomiar pojemności kondensatora utworzonego między nią a membranką. Pojemność ta jest zmienna ze względu na drgania membranki. Malejąca amplituda zmian świadczy o wzroście sztywności membrany, która wywołana jest odkładającym się na membrance lodem.

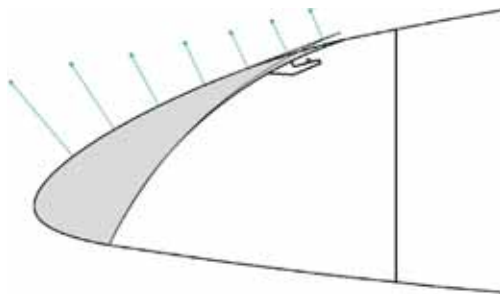
16.4.2. Konstrukcja slotów i mechanizmów ich zawieszenia

Sloty to ruchomy lub nieruchomy fragment krawędzi natarcia zwiększający współczynnik siły nośnej oraz kąt natarcia przeciągnięcia, dzięki szczelinie tworzącej się między nimi, a resztą konstrukcji skrzydła. Ich konstrukcja przypomina konstrukcję skrzydła, gdyż zazwyczaj składa się z pokrycia, dźwigara i żeber (rys. 16.29). Zasadnicza różnica polega na tym, że sloty bardzo często mają bardzo długą i cienką krawędź spływu. Co więcej, krawędź ta musi być możliwie sztywna, gdyż bardzo duże podciśnienie panujące na nosku profilu mogłoby ją odginać do góry niezależnie od stanu lotu i pozycji, jaką w danej chwili zajmują (rys. 16.30).

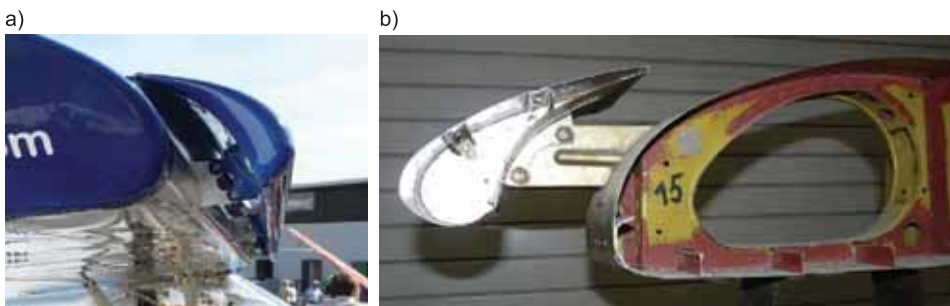


Rys. 16.29. Przykładowa konstrukcja slotu

Tworzyłyby to wysoki uskok tuż za krawędzią natarcia płata, na górnej jego powierzchni. Taki uskok zwiększałby opór aerodynamiczny. Z tego względu sztywność krawędzi spływu slotu jest szczególnie ważna. Osiąga się ją, stosując konstrukcję przekładkową zajmującą całą wysokość profilu. Inną metodą zmniejszenia uskoku na krawędzi spływu slotu jest stosowanie zamków zapinających się w trakcie chowania slotu i dociskających krawędź spływu slotu do powierzchni skrzydła po jego całkowitym schowaniu się.



Rys. 16.30. Blokada slotu uniemożliwiająca podsysanie jego krawędzi spływu

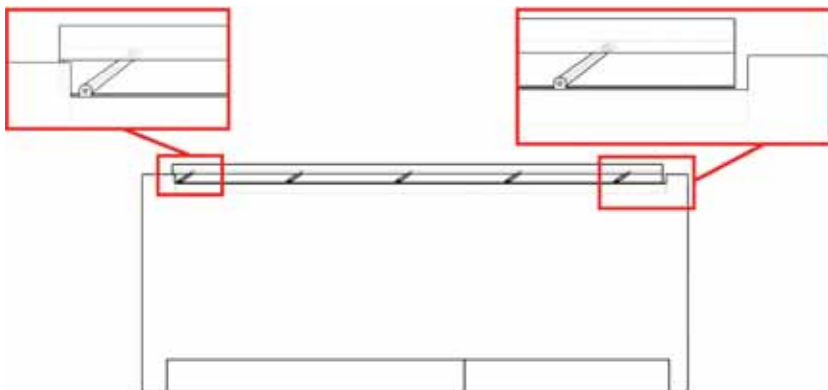


Rys. 16.31. Zawieszenie slotów stałych: a) G-1 Aviation, b) widok żebra siłowego

W najprostszym przypadku sloty nie zmieniają swojej pozycji względem krawędzi natarcia płata (rys. 16.31). W tym wypadku w celu ich połączenia z konstrukcją skrzydła wystarczy zastosować odpowiednio wytrzymałe wysięgniki. Wewnątrz płata wysięgniki te przymocowane są do żeber siłowych, wystarczająco mocnych, aby przenieść bardzo duże siły wynikające z rozkładu ciśnień na słocie na dźwigary.

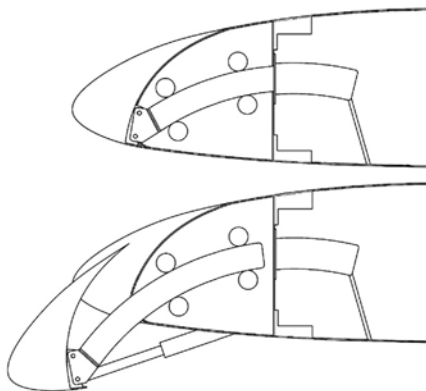
Zawieszenie ruchomych slotów można zrealizować na kilka różnych sposobów. Pierwszy z nich polega na zamontowaniu na krawędzi natarcia, na zawiasach o osi pionowej, szeregu wysięgników, których końce również zawiasowo połączone są ze slotami. W całości tworzy to zestaw połączonych równolegle czworoboków przegubowych (rys. 16.32).

Zasadniczą zaletą tego rozwiązania jest niewielka przestrzeń potrzebna do zamieszczenia tego mechanizmu, gdy sloty są schowane. Niestety, obrót dźwigni wokół osi pionowych sprawia, że sloty nie wysuwają się wprost do przodu, lecz po łuku, do przodu i w bok. W efekcie po otwarciu się slotu część krawędzi natarcia jest go pozbawiona, a część ma slot, ale z nieoptymalnym kształtem szczeliny.



Rys. 16.32. Zawieszenie slotu automatycznego na poziomym czworoboku przegubowym

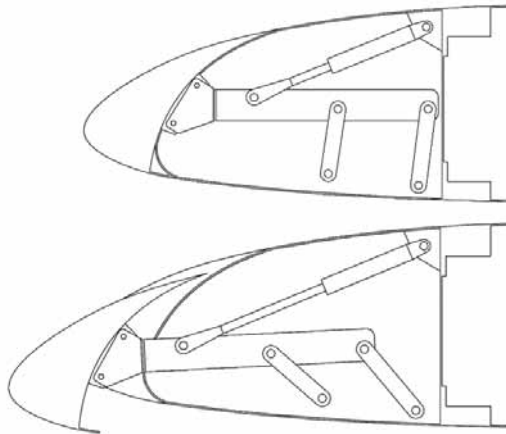
Kolejna metoda polega na zamontowaniu do slotu szyn (rys. 16.33 i 16.34). Do przedniej części żeber skrzydła przymocowane są rolki toczące się po tych szynach w trakcie chowania i wypuszczania slotów. Metoda ta pozwala na poruszanie się slotów po ściśle zaprojektowanej trajektorii. Wymaga jednak dużej przestrzeni przed przednim dźwigarem, na zmieszczenie szyn w czasie, gdy sloty mają być schowane. Wymaganie to jest sprzeczne z chęcią przeznaczenia jak największej objętości skrzydła na integralne zbiorniki paliwa. Rozwiązaniem jest zamocowanie do ścianek przedniego dźwigara puszek mieszczących szyny w stanie schowanym, a jednocześnie pozwalających na zachowanie szczelności integralnego zbiornika paliwa. Warto przy tym zwrócić uwagę na fakt, że ze względu na specyficzny kształt szyn puszki te muszą być zagięte w dół, co może prowadzić do gromadzenia się na ich dnach wody i przyspieszonej korozji. Dlatego też każda puszka powinna być wyposażona w otwór z przewodem drenażowym, pozwalające na usuwanie gromadzącej się wody. Nieusunięta woda mogłaby również zamarznąć, blokując slot.



Rys. 16.33. Przykładowy schemat działania mechanizmu szynowo-rolkowego slotu



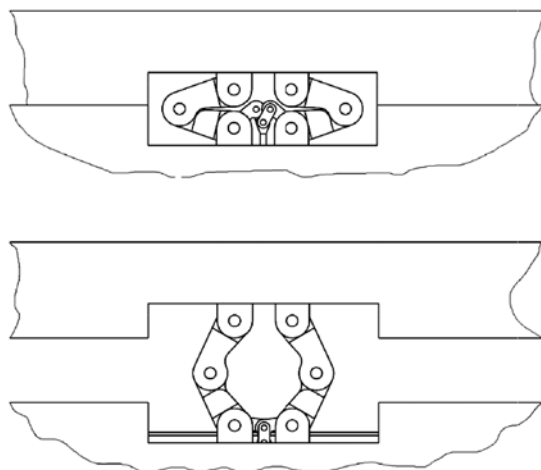
Rys. 16.34. Mechanizm szynowo-rolkowy slotu samolotu Boeing C-17



Rys. 16.35. Przykładowy schemat zawieszenia slotu na pionowym czworoboku przegubowym

Podobną wadę ma mechanizm oparty na czworoboku przegubowym leżącym w płaszczyźnie równoległej do powierzchni żeber (rys. 16.35). Również i w tym przypadku daje się uzyskać optymalne trajektorie ruchu slotów. I również w tym przypadku potrzebna jest spora przestrzeń na zamieszczenie mechanizmu przed dźwigarem. Tym razem jednak nie da się go zmieścić w niewielkiej puszcze sięgającej w głąb integralnego zbiornika paliwa. Zasadniczą zaletą w porównaniu do mechanizmu rolkowo-szynowego jest mniejsza wrażliwość na odkształcenia i niedokładności wykonania, które mogą powodować blokowanie tego ostatniego.

Istnieje również możliwość zainstalowania slotów na zestawie pantografów, które zajmują stosunkowo niewiele miejsca i pozwalają na wysuwanie się slotów w zaplanowanym kierunku (rys. 16.36). Niestety, możliwości optymalizacji trajektorii ruchu slotu są tu bardzo ograniczone.



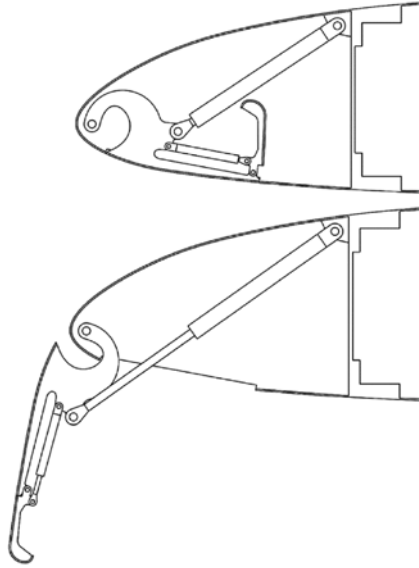
Rys. 16.36. Przykładowy schemat zawieszenia slotu na pantografie

16.4.3. Konstrukcja klap przednich i klap Kruegera

Wszystkie rodzaje slotów mają zasadniczą wadę w postaci uskoku na krawędzi spływu slotu. Uskok ten uniemożliwia uzyskanie przepływu laminarnego na górnej powierzchni skrzydła. Zastosowanie slotu w skrzydle laminarnym byłoby możliwe tylko wtedy, gdyby uskok ten miał wysokość mniejszą niż 0,001 mm i to w locie, przy odkształconej krawędzi spływu slotu. Uzyskanie tak niewielkiego uskoku jest technologicznie niemożliwe. W związku z tym, chcąc uzyskać laminarny opływ górnej powierzchni skrzydła i jednocześnie zwiększyć współczynnik siły nośnej oraz kąt natarcia przeciągnięcia, trzeba stosować inne rodzaje mechanizacji. Przykładem urządzenia, które może być w tym przypadku użyteczne, jest kłapa Kruegera. Kłapa ta w stanie schowanym stanowi część pokrycia pod krawędzią natarcia. W stanie otwartym przedłuża krawędź natarcia, jak na rys. 16.37. Oryginalnie została ona wynaleziona jako nowy rodzaj hamulca aerodynamicznego (hamulce IAW [265, 281]). Jednakże w roli hamulców aerodynamicznych mechanizm ten zupełnie się nie sprawdził, gdyż oprócz wzrostu oporu aerodynamicznego powodował również wzrost siły nośnej, a to nie pozwalało uzyskać bardziej stromego kąta schodzenia do lądowania, do czego hamulce aerodynamiczne są przeznaczone.

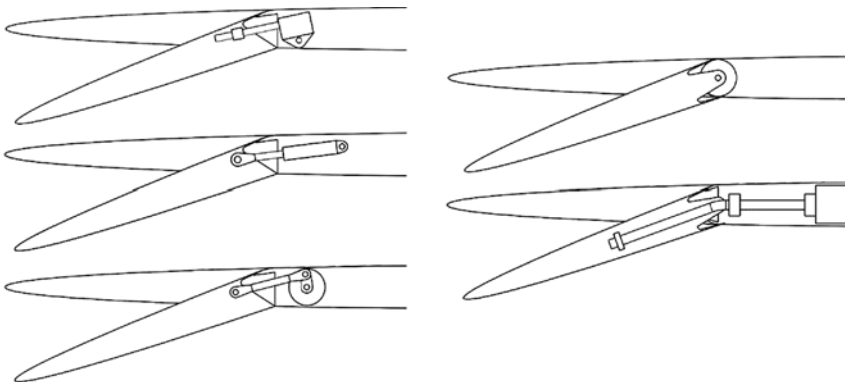
Najprostszy mechanizm zawieszenia kłapy Kruegera to wysięgnik z osią obrotu zamocowaną w okolicy krawędzi natarcia i siłownik. Wydłużający się siłownik wypycha wysięgnik, który wraz z fragmentem pokrycia obraca się w kierunku do przodu. Możliwe jest również zawieszenie kłapy Kruegera na zestawie pantografów, co pozwala przemieścić ją przed krawędź natarcia skrzydła, dzięki czemu

zaczyna ona działać podobnie do slotu. Wadą kłapy Kruegera jest to, że działa ona skutecznie tylko w swoim skrajnym położeniu, a jej efektywność jest mniejsza niż efektywność konwencjonalnego slotu.



Rys. 16.37. Przykładowy schemat zawieszenia kłapy Kruegera

Inny problem w zakresie mechanizacji krawędzi natarcia pojawia się w szybkich samolotach bojowych. Stosuje się w nich bardzo cienkie profile, w których nie ma miejsca na sloty. Zamiast nich stosuje się tzw. kłapy przednie, które pod względem mechanicznym przypominają kłapy wysklepiające, tyle że zainstalowane na krawędzi natarcia (rys. 16.38–16.41).



Rys. 16.38. Przykładowe schematy napędów kłapy przedniej

Zawieszono są one zwykle na zawiasie liniowym, a napędzane mogą być kilkoma różnymi mechanizmami. Może to być liniowy siłownik hydrauliczny lub śruba pociągowa umieszczone ponad zawiasem. Może to być siłownik obrotowy z popychaczem przechodzącym nad zawiasem. Może to być również mechanizm mimośrodowy. Obrotowy siłownik hydrauliczny może też być zintegrowany z zawiasem kłapy przedniej.



Rys. 16.39. Napęd kłapy przedniej w samolocie Northrop F-5 Tiger (*Muzeum Lotnictwa Polskiego w Krakowie*)



Rys. 16.40. Zawieszenie i napęd kłapy przedniej w samolocie Lockheed F-104 Starfighter (*Deutsches Museum Flugwerft, Schleissheim*)

Szczególnie ciekawy jest napęd mimośrodowy, składający się z zagiętego pręta, przechodzącego przez dwa łożyska, osadzone w nieruchomej części skrzydła. Kiedy pręt obraca się, jego zagięta końcówka unosi się do góry lub opada. Wystarczy więc umieścić ją w szczelinie dźwigara kłapy, aby napędzała klapę [282].



Rys. 16.41. Mimośrodowy napęd steru

Zasadniczą wadą klap przednich jest bardzo mały promień krzywizny nad osią obrotu po wychyleniu klapy. Jest to miejsce, w którym bardzo łatwo może dojść do oderwania opływu. Dlatego też trwają próby zaprojektowania klapy przedniej, która wychylałaby się łagodnie, na całej swojej cięciwie [283–285]. Badania w tej dziedzinie mogą również doprowadzić do powstania bardziej efektywnych rodzajów mechanizacji krawędzi natarcia, pozwalających na zwiększanie współczynnika siły nośnej i kąta natarcia przeciągnięcia z jednoczesnym zachowaniem laminarnego charakteru opływu na górnej powierzchni płata. Podobne rozwiązania próbuje się również stosować na krawędziach spływu [282, 286].

Rozdział 17

KONSTRUKCJA MECHANICZNYCH UKŁADÓW STEROWANIA

W chwili obecnej większość prac badawczych wiąże się z elektronicznymi układami sterowania, które znajdują zastosowanie w samolotach bojowych, pasażerskich i bezzałogowych. W samolotach lekkich ciągle jednak dominują mechaniczne układy sterowania. Biorąc przy tym pod uwagę bogactwo literatury na temat układów elektronicznych, podręcznik ten skupi się na zapomnianych nieco układach mechanicznych [201–203, 206, 207, 287].

Na wstępie rozważań warto zauważyć, że w samolocie występują dwa różne rodzaje układów sterowania: urządzenia do sterowania ciągłego oraz urządzenia nastawcze. Do pierwszej grupy należą np.: stery wysokości i kierunku oraz lotki. Charakteryzuje się ona tym, że należące do niej organa sterowania są aktywne w trakcie całego lotu. Do drugiej grupy należą np.: trymery, mechanizmy wypuszczania i chowania klap i podwozia. Tym razem sterowane mechanizmy poruszane są tylko kilkakrotnie w ciągu całego lotu. W ciągu całej reszty lotu pozostają nieruchome. Ta różnica w sposobie operowania stawia przed tymi dwoma grupami układów sterowania różne wymagania.

17.1. Wymagania techniczne dla mechanicznych układów sterowania

Tak jak każde inne urządzenie na pokładzie samolotu, również układ sterowania musi być odpowiednio wytrzymały, niezawodny, lekki, trwały, prosty w konstrukcji, technologii i obsłudze. Na tym jednak wymagania dotyczące układów sterowania się nie kończą, gdyż istnieje cały szereg wymagań specyficznych dla układów sterowania [287]:

- *Kinematyka mechanizmu powinna zapewniać dostateczne wychylenia sterów i lotek we wszystkich warunkach ruchu samolotu, przy należytych wykorzystaniu praktycznego zakresu wychyleń elementów sterownicy oraz łatwą ich re-*

gulację, a maksymalny zakres wychyleń powinien być w sposób pewny mechanicznie ograniczony przez zderzaki.

- W żadnych warunkach ruchu mechanizmy sterowania **ciągłego** nie mogą mieć żadnych elementów samohamownych ani położeń martwych, a pilot musi przynajmniej częściowo lub pośrednio odczuwać momenty zawiasowe sterów.
- Ruchy elementów sterujących oraz wysiłki pilota muszą być, co do kierunku, zwrotu i wartości odpowiednio zgodne z wywołanymi przez nie zmianami ruchu samolotu.
- Przeciętne wysiłki pilota w normalnych warunkach ruchu powinny być utrzymane na umiarkowanym poziomie, nienużącym dla pilota, ale też zapewniającym wystarczającą dokładność i czułość sterowania.
- Mechanizm powinien być w sposób pewny mechanicznie zabezpieczony przed możliwością przypadkowych nieprawidłowych przełączeń.
- Mechanizmy sterowania pochyleniem, przechyleniem i odchyleniem powinny być w każdych warunkach całkowicie niezależne od siebie i innych elementów sterowniczych oraz niewrażliwe na odkształcenia konstrukcji płatowca.
- Mechanizm powinien mieć możliwie małe opory wewnętrzne w porównaniu z niezrównoważonymi obciążeniami aerodynamicznymi lub zastępczymi.
- Mechanizm sterowania i jego zabudowa powinny być dostatecznie sztywne i pozbawione luzów dla uniknięcia związanego z tym niebezpieczeństwa drgań i innych zakłóceń prawidłowości sterowania.
- Elementy i zespoły układu sterowania powinny być pozbawione skłonności do drgań własnych, które mogłyby zakłócać prawidłowość sterowania lub prowadzić do niebezpiecznych uszkodzeń.

Na szczególne podkreślenie zasługują wymagania związane z faktem, że układ sterowania musi działać poprawnie, pomimo iż samolot jest zwykle urządzeniem bardzo elastycznym. Zaniedbanie tych wymagań mogłoby doprowadzić do sytuacji, w której układ sterowania przestałby działać w krytycznym momencie, np. w trakcie wyprowadzania samolotu z lotu nurkowego. Z tego też względu w trakcie próby statycznej samolotu sprawdza się, czy układ sterowania działa poprawnie i czy nie występują w nim zbyt duże siły w całym zakresie obciążeń dopuszczalnych.

Warto też zwrócić uwagę na kombinację zjawisk, jaką tworzą luzy, elastyczność i tarcie. Każde urządzenie mechaniczne może podlegać drganiom. Dotyczy to również samolotu, który ze względu na wymaganie niskiej masy jest zazwyczaj urządzeniem bardzo odkształcalnym. Drganiom samolotów poświęca się więc bardzo dużo uwagi, zwłaszcza drganiom flatterowym. W efekcie praktycznie wszystkie postaci drgań są w samolocie silnie tłumione w całym zakresie dopuszczalnych prędkości lotu. Biorąc jednak pod uwagę, że układem sterowania operuje pilot posługujący się swoimi zmysłami, sprawa różnego rodzaju oscylacji przestaje być oczywista. Rozważmy dla przykładu, co może się zdarzyć, gdy pi-

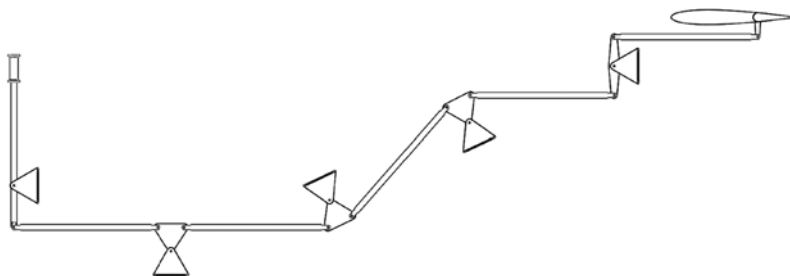
lot samolotu siedzi w kabinie, w dziobie bardzo długiego i elastycznego kadłuba, a układ sterowania ma duże luzy połączone ze stosunkowo dużym tarcie w układzie sterowania. W trakcie wykonywania manewrów kadłub samolotu będzie się odkształcał, co może powodować opóźnienie w przekazywaniu informacji o działających na samolot obciążeniach do kabiny. W efekcie pilot będzie na te obciążenia reagował z opóźnieniem. Przy dużym tarcie w układzie sterowania będzie on przekonany, że wychyla stery, które ze względu na duże luzy nadal będą pozostawały nieruchome. Pilot będzie więc obserwował nieskuteczność swoich działań i po chwili obserwacji będzie decydował o zwiększeniu wychyleń sterów. Zakumulowane opóźnienia mogą doprowadzić do sytuacji, w której wychylenie steru pojawi się w przeciwfazie względem pożądanej akcji korygującej. W efekcie pilot zamiast prawidłowego sterowania wzbudzi rozbieżne oscylacje. Zjawisko to nosi nazwę Oscylacji Indukowanych przez Pilota (PIO – *Pilot Induced Oscillations*). Nazwa PIO jest krzywdząca dla pilotów, gdyż faktyczną przyczyną są zbyt duże odkształcenia konstrukcji, luzy i tarcie, a nie akcje podejmowane przez pilota. Co więcej, zjawisko to zdarza się również w samolotach bezzałogowych, których autopiloty mogą mieć np. algorytmy charakteryzujące się zbyt dużymi opóźnieniami. Dlatego też spotyka się również nazwę APC (*Airplane-Pilot Coupling*). Wyprowadzenie z takiego stanu lotu jest zwykle bardzo proste. Wystarczy, jeśli pilot puści stery. Prawidłowo zaprojektowany, stateczny samolot wróci wtedy samoczynnie do stabilnych warunków równowagi. Problem polega na tym, że zjawisko to występuje najczęściej wtedy, gdy pilot stara się sterować bardzo dokładnie, np. w trakcie podejścia do lądowania czy w trakcie tankowania w locie. Puszczanie sterów wymaga wtedy od pilota bardzo silnych nerwów, dlatego też warto zwrócić uwagę na to, aby układ sterowania samolotu nie dawał się łatwo wprowadzać w taki stan [288].

17.2. Typy układów sterowania

17.2.1. Układ popychaczowo-dźwigniowy

Jednym z najbardziej popularnych mechanizmów stosowanych w układach sterowania jest układ popychaczowo-dźwigniowy. Swoją popularność zawdzięcza głównie bardzo dużej sztywności, z powodu której stosowany jest w najbardziej odpowiedzialnych fragmentach układu sterowania. Układ ten jest jednak stosunkowo ciężki ze względu na stosunkowo dużą masę rur stosowanych na popychacze. Duża masa wynika z dużej średnicy rur, a ta z kolei z operowania tym układem w obydwie strony, co powoduje zarówno rozciąganie, jak i ściskanie

popychaczy. Przy ściskaniu może oczywiście dochodzić do wyboczenia, któremu zapobiega się przez stosowanie rur o dużym momencie bezwładności, czyli właśnie dużej średnicy. Inną metodą na zabezpieczenie układu przed wyboczeniem jest podział popychacza na krótsze odcinki i połączenie końców każdego z odcinków z wahaczem przymocowanym obrotowo do konstrukcji samolotu (rys. 17.1 i 17.2). Ogranicza to możliwość ruchu przegubów w kierunku prostopadłym do osi popychacza i sprawia, że każdy z odcinków działa na ściskanie samodzielnie. Dzięki czemu każdy odcinek ma znacznie mniejszą długość swobodną, niż miałby cały popychacz. Podział na odcinki pozwala również na omijanie przeszkód we wnętrzu konstrukcji samolotu. Wadą tego rozwiązania jest jednak sumowanie się luzów w przegubach kolejnych odcinków popychacza.

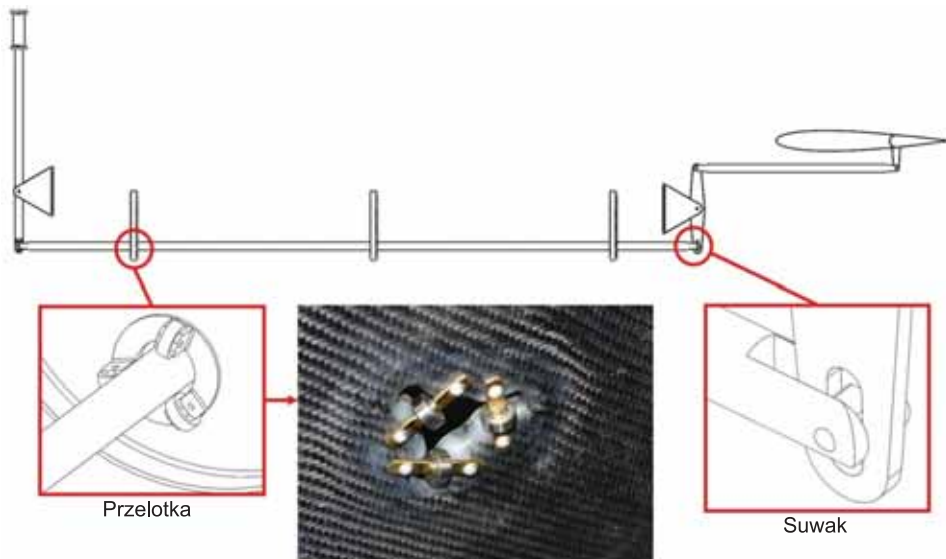


Rys. 17.1. Mechanizm popychaczowo-wahaczowy steru wysokości [287]



Rys. 17.2. Popychaczowo-wahaczowy napęd steru wysokości samolotu Regiane 2000 (*Flygvapenmuseum, Linköping*)

Problem wyboczenia popychacza można też rozwiązać bez dzielenia go na odcinki, pod warunkiem jednak, że zostanie on podparty w kilku miejscach tzw. przelotkami (rys. 17.3). Przelotka to zestaw trzech łożysk tocznych zamontowanych do wręgi w taki sposób, żeby popychacz przechodził pomiędzy ich bieżniami zewnętrznymi. To również ogranicza możliwość ruchu popychacza w kierunku prostopadłym do jego osi.



Rys. 17.3. Mechanizm popychaczowo-przelotkowy steru wysokości [287]

Wadą tego rozwiązania jest to, że popychacz może się poruszać tylko wzdłuż przelotek, tymczasem przeguby dźwigni drążka sterowego i steru poruszają się po łukach. Należy więc zapewnić możliwość przesuwania się przegubu wzdłuż dźwigni. Z tego względu otwory w dźwigniach takiego układu muszą być wydłużone, a przemieszczanie się przegubów w tych wydłużonych otworach powoduje przyspieszone wycieranie się ich ścianek. Wycieranie to można ograniczyć, wstawiając prostopadłościenny suwak pomiędzy dźwignię a napędzający ją sworzeń.

Na koniec warto zaznaczyć, że układ popychaczowo-dźwigniowy działa prawidłowo w zakresie wychyleń $\pm 60^\circ$.

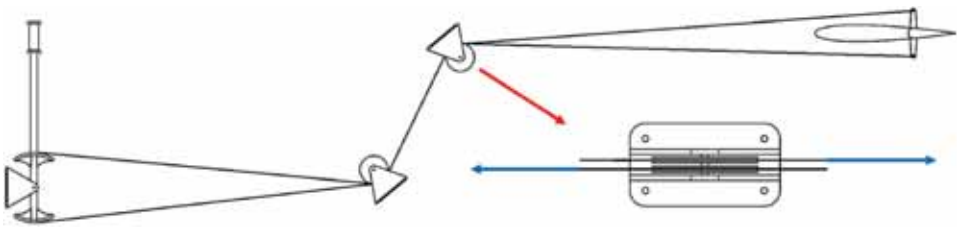
17.2.2. Układ linkowy

Drugim z bardzo popularnych układów sterowania jest układ linkowy (rys. 17.4). Działa on poprzez naciąganie linki zaczepionej po jednej stronie dźwigni i luzowanie drugiej. Swobodna linka nie może być bowiem ścisnana, gdyż na-

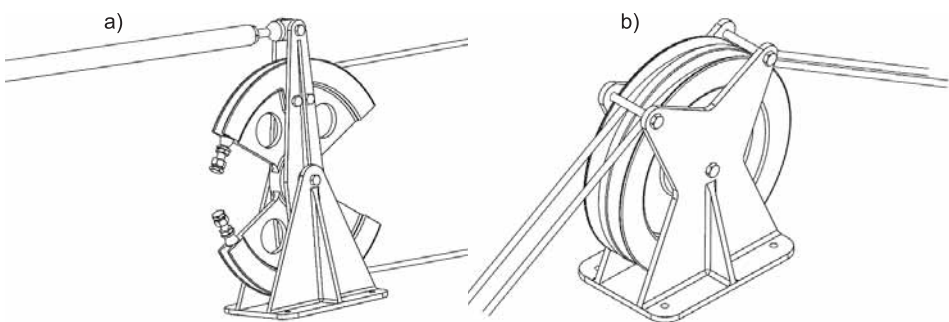
tychmiast ulega wyboczeniu, tzn. luzuje się. W przeciwieństwie do poprzedniego jest to więc układ bardzo lekki, ale niesztwny. Działa on prawidłowo w zakresie wychyleń $\pm 60^\circ$, i bardzo łatwo może być rozmieszczany wzdłuż bardzo skomplikowanych tras wewnątrz konstrukcji samolotu, co jest jego największą zaletą. Wystarczy w tym celu wstawić rolkę na każdym zakręcie linki. Niestety, luzowanie się nieobciążonej linki może powodować spadanie tejże linki z rolki. Dlatego też rolki wyposażone są zazwyczaj w uchwyty utrzymujące linkę w rolce nawet wtedy, gdy jest ona poluzowana (rys. 17.5b).

Zastosowanie rolek pozwala na zachowanie stałego momentu niezbędnego do poruszania sterem. Wystarczy w tym celu zastosować rolki również w miejscach zaczepienia linek.

Niewątpliwą wadą układu linkowego jest konieczność częstej regulacji (rys. 17.5a). Jej przyczyną jest wykonywanie linek z plecionego drutu stalowego. W plecionej lince pęknięcie jednego drutu nie powoduje zerwania całej linki, co zwiększa niezawodność układu. Jednakże splecione linki ocierają się o siebie, a ich aktualna długość zależy od równowagi pomiędzy siłami sprężystości, tarcia i obciążenia zewnętrznego. Przyłożenie obciążenia większego niż założone kończy się zazwyczaj trwałym wydłużeniem linki, w związku z czym wymagają one częstej regulacji.



Rys. 17.4. Mechanizm linkowo-rolkowy steru wysokości [287]

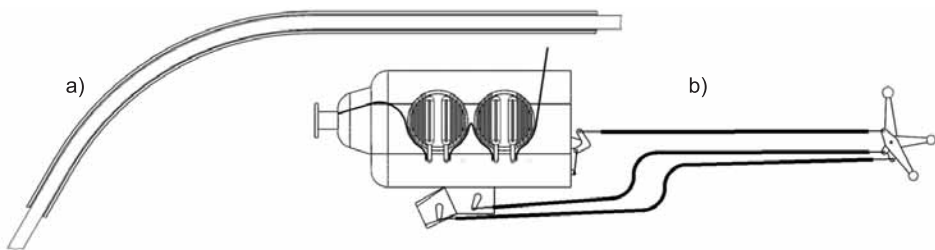


Rys. 17.5. a) Rolka napinająca, pośrednicząca między układem linkowym a popychaczowym, b) zabezpieczenie przed wypadaniem linek z rolki [207]

17.2.3. Układ z linkami Bowdena

Niektóre problemy linkowego układu sterowania daje się rozwiązać dzięki umieszczeniu linki w rurce o niewiele większej średnicy (rys. 17.6). Mechanizm taki nazywa się linką Bowdena i ma tę zaletę, że rurkę można zamocować na stałe do konstrukcji samolotu. Znajdująca się w niej linka traci możliwość wybaczania się, gdyż może się luzować tylko w zakresie różnicy średnic linki i rurki. Pozwala to lince na przenoszenie ściskania, w związku z czym przy pomocy jednej linki, która może biec po stosunkowo skomplikowanej trasie, można sterować jakimś urządzeniem w obydwie strony. Zmniejsza to masę i upraszcza konstrukcję układu, jednakże rozpięrająca się wewnątrz rurki linka zwiększa tarcie w układzie sterowania. Linka Bowdena nadaje się więc szczególnie dobrze do nastawczych układów sterowania, np. do sterowania przepustnicą silnika. Z tego względu w układzie z linką Bowdena często pojawiają się elementy samohamowne.

Linka Bowdena może być stosowana do sterowania urządzeniami wymagającymi sterowania ciągłego, ale pod warunkiem że sterowanie będzie się odbywało bez udziału ściskania linek. Oznacza to konieczność zastosowania dwóch linek, ale linki te zajmują ściśle określone miejsce w konstrukcji i nic nie może się w nie zaplątać lub ich uszkodzić. Stosunkowo często taki układ linkowy spotyka się w szybowcach, do sterowania sterem kierunku. Do sterowania sterem wysokości układ taki raczej się nie nadaje, ze względu na mimo wszystko niską sztywność i możliwość pojawiania się trwałych odkształceń linek.

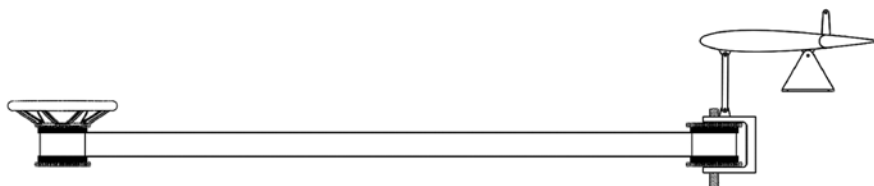


Rys. 17.6. a) Schemat linki Bowdena, b) mechanizm sterowania zespołem napędowym przy pomocy linek Bowdena [287]

17.2.4. Układ linkowo-bębnowy

Do sterowania mechanizmami nastawczymi często stosuje się również mechanizmy linkowo-bębnowe (rys. 17.7 i 17.8). Od zwykłych mechanizmów linkowych różnią się one tym, że na każdym końcu linki znajduje się bęben, na który jest ona kilkakrotnie

nawinięta. Z kolei na każdy bęben przypadają dwie linki, każda nawinięta w przeciwną stronę. Dzięki temu, jeśli jedna linka nawija się na bęben, to druga się z niego odwija. Linka nawijana jest naciągnięta, obraca więc bębniem na swoim drugim końcu. Ten zaś nawija linkę zluźowaną, czyli tę, która z pierwszego bębna jest odwijana.



Rys. 17.7. Mechanizm linkowo-bębnowy przestawiania statecznika poziomego [287]



Rys. 17.8. Mechanizm linkowo-bębnowy przestawiania statecznika poziomego samolotu Boeing 40 (*Museum of Flight, Seattle*)

Wady i zalety tego układu są bardzo podobne do wad i zalet zwykłego układu linkowego, z tą różnicą, że zakres ruchu tego układu ograniczony jest tylko liczbą zwojów linek nawiniętych na bębny. Nieograniczony jest również zakres możliwych przełożeń. Ponadto bębny bardzo łatwo można łączyć z elementami samohamownymi, takimi jak śruba pociągowa.

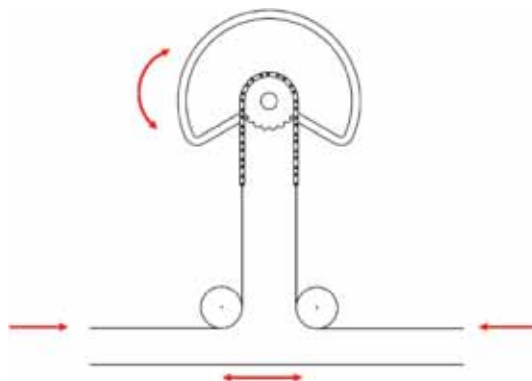
17.2.5. Układ linkowo-łańcuchowy

W układach sterowania stosuje się również elementy zębate. Przykładem może tu być połączenie układu linkowego z łańcuchem i kołem zębatym (rys. 17.9).

Układ taki działa podobnie jak poprzedni, z tym że zamiast bębna w układzie znajduje się koło zębate, a końce linek połączone są łańcuchem zawiniętym na tym kole. Naprzemienne naciąganie linek powoduje przemieszczanie się łańcucha i jednocześnie obracanie koła. Układ tego rodzaju może być zastosowany równie dobrze w mechanizmie sterowania ciągłego, np. w wolancie, jak i nastawczego, np. po połączeniu koła zębatego ze śrubą pociągową.

Zasadniczymi zaletami tego układu są nieograniczony zakres ruchu i przełożeń oraz możliwość montowania w razie potrzeby elementów samohamownych.

Podstawową wadą są stosunkowo duże luzy, wynikające z sumowania się luzów na połączeniach wszystkich par ogniw. Stąd w przedstawionym przykładzie połączenie z mechanizmem linkowym, gdyż linki w trakcie regulacji są naciągane, co również kasuje luzy w łańcuchu. Ponadto łańcuch powinien pracować w jednej płaszczyźnie, żeby nie mieć tendencji do spadania z koła zębatego. W związku z tym bardzo ważne jest precyzyjne rozmieszczenie pozostałych elementów układu, tak aby łańcuch nie był ze swojego koła przez nie ściągany.



Rys. 17.9. Mechanizm linkowo-łańcuchowy w wolancie [287]

17.2.6. Układ pokrętny

Na koniec warto wspomnieć o układzie sterowania z rurą skrętną (rys. 17.10). Może on mieć postać długiej rury ze stożkowymi kołami zębatymi na końcach. Najważniejszymi zaletami takiego układu są nieograniczony zakres ruchu i przełożeń, możliwość stosowania elementów samohamownych oraz łatwość realizacji połączeń automatycznych. Ta ostatnia cecha jest szczególnie istotna w przypadku konstrukcji, które często bywają montowane i demontowane, np. szybowców. Wystarczy wtedy w jednej rurze wyciąć wzdłużną szczelinę, a przez drugą, o in-

nej średnicy, przetknąć sworzni. Połączenie polega wtedy na wsunięciu jednej rury w drugą, tak aby sworzni wsunął się w szczelinę (patrz rys. 15.24).

Podstawowymi wadami są niska sztywność, wynikająca ze stosunkowo niskiej sztywności skrętnej rury, w porównaniu np. z jej sztywnością na ściskanie, oraz trudne do usunięcia luzy w kołach zębatych. Z tym ostatnim problemem można sobie poradzić, stosując napęd dźwigniami zamiast kół zębatych. Powoduje to jednak ograniczenie zakresu ruchu. Problem sztywności sprawia, że zazwyczaj w układach sterowania stosuje się tylko krótkie odcinki rur skrętnych. Mogą one występować np. w tych miejscach, gdzie konieczne jest zastosowanie połączenia szybkozłącznego.



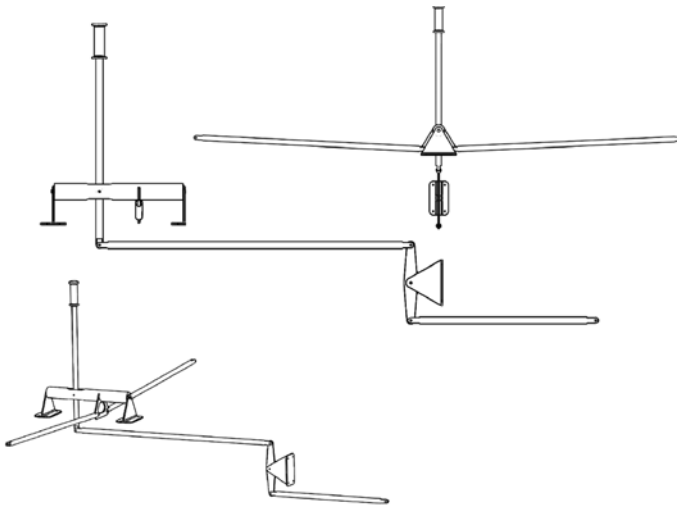
Rys. 17.10. Mechanizm napędu przestawialnego statecznika poziomego rurą skrętną i kołami stożkowymi [287]

17.3. Wybrane rozwiązania konstrukcyjne układu sterowania

17.3.1. Drażek sterowy

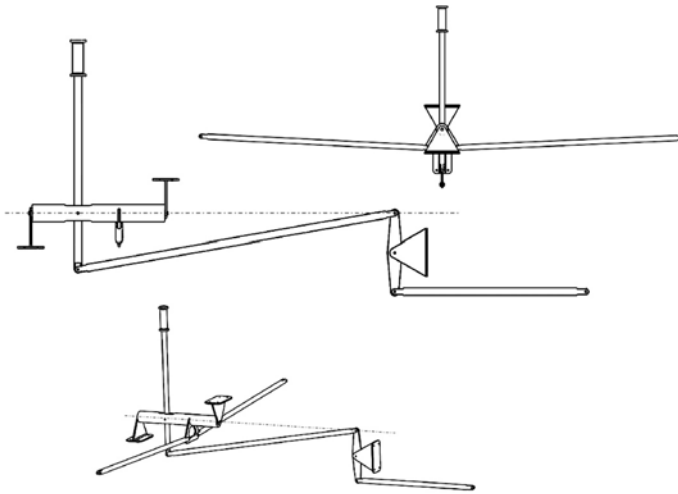
Wśród wymagań dla układów sterowania widnieje konieczność projektowania ich w taki sposób, aby poszczególne stery nie sprzęgały się ze sobą w sposób niezaplanowany. Jest to szczególnie trudne do osiągnięcia w przypadku lotek i steru wysokości, które uruchamiane są tym samym organem sterowania, tzn. rączką sterowym lub kolumną sterową z wolantem. Ster wysokości uruchamiany jest, gdy organ sterowania porusza się do przodu i do tyłu, natomiast lotki, gdy ten sam organ porusza się na boki. Mechanizmy układu sterowania bezpośrednio połączone z tym organem sterowania muszą dzielić jego ruchy na ruchy składowe, tak aby ruchy steru i lotek były od siebie zupełnie niezależne, co nie zawsze jest łatwe.

Istnieją dwie metody na rozdzielenie ruchów drążka z popychaczowym układem sterowania sterem wysokości. Rozważmy jednak najpierw błędne rozwiązanie. Może ono polegać na tym, że drążek sterowy jest dźwignią nierównoramienną, na której jednym końcu znajduje się rękojeść, a na drugim przegub łączy ją z popychaczem steru wysokości. Pomiedzy nimi drążek zamontowany jest obrotowo do rury skrętniej napędzającej lotki. Jeżeli popychacz połączony do dolnego końca drążka będzie leżał w płaszczyźnie równoległej do osi rury skrętniej (rys. 17.11), to ruchy drążka na boki będą nie tylko obracały rurę, ale również pociągały końcówkę tego popychacza, gdyż odległość mierzona między końcami popychacza, wzdłuż osi rury skrętniej, jest większa, gdy popychacz i rura leżą w jednej płaszczyźnie, a mniejsza, gdy są przekoszone.



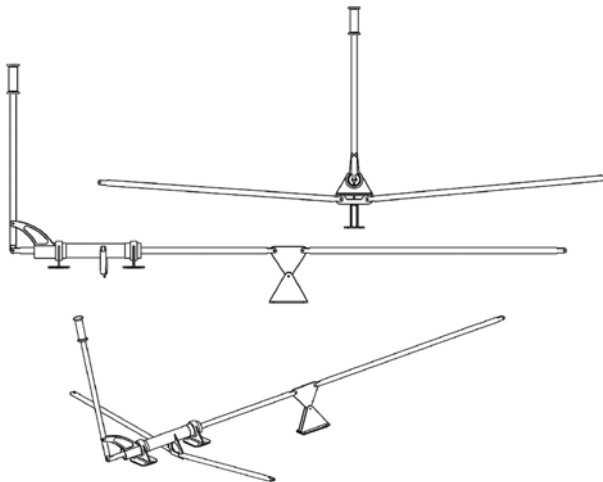
Rys. 17.11. Nieprawidłowy mechanizm drążka sterowego – wychylenie drążka w bok powoduje sprzężone wychylenie lotek i steru wysokości [287]

Jeśli jednak jedna końcówka popychacza podłączonego drugim końcem do drążka znajdować się będzie na osi rury skrętniej (rys. 17.12), to popychacz ten będzie leżał na pobocznicy stożka z wierzchołkiem w jednym przegubie popychacza i podstawie ograniczonej trajektorią drugiego końca popychacza. W tym przypadku końcówka znajdująca się na wierzchołku stożka nie będzie zmieniała swojego położenia niezależnie od położenia końcówki leżącej na podstawie. Dzięki temu końcówka leżąca na wierzchołku nie będzie reagowała na zmiany położenia rury skrętniej. Jedynym problemem pozostanie więc skompensowanie obrotów popychacza wokół jego własnej osi, co jednak łatwo można zrealizować dzięki przegubom kulistym.

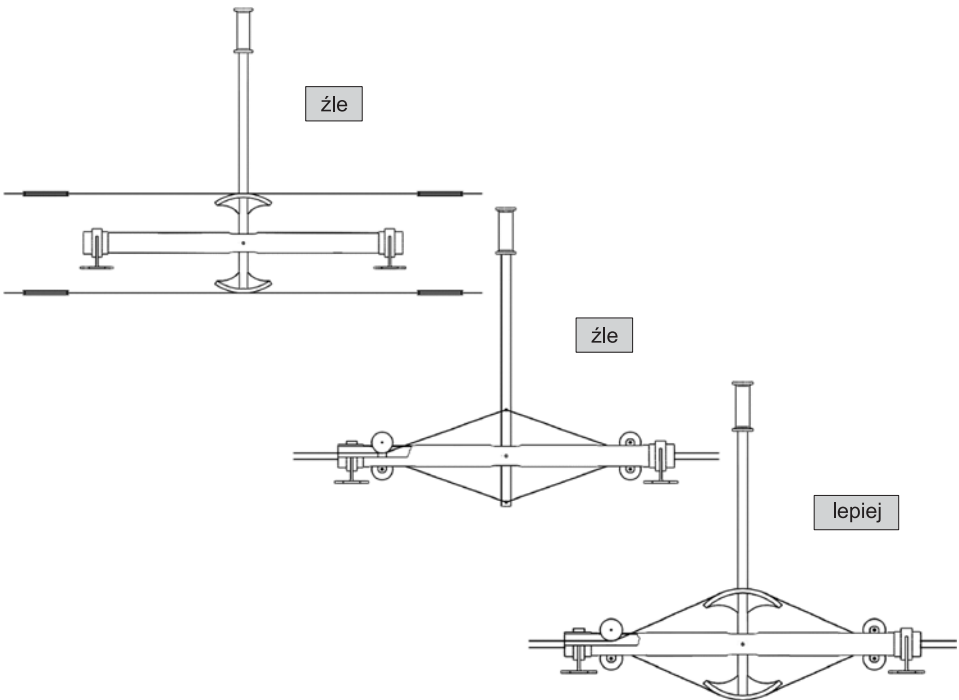


Rys. 17.12. Prawidłowy mechanizm drążka sterowego – podczas wychylenia w bok końcówka drążka porusza się po krawędzi podstawy stożka, którego wierzchołkiem jest końcówka pierwszego popychacza, dzięki czemu ster wysokości pozostaje nieruchomy [287]

Druga metoda uniezależnienia ruchów lotek i steru wysokości polega na zainstalowaniu drążka do wysięgnika wystającego z rury skrętnej do góry w taki sposób, aby popychacz napędzający ster wysokości przechodził wewnątrz rury skrętnej (rys. 17.13). Również w tym wypadku trzeba skompensować obroty tego popychacza wokół jego własnej osi przy pomocy przegubów kulowych na jego końcach.



Rys. 17.13. Przykład prawidłowego mechanizmu drążka sterowego z popychaczem w rurze skrętnej [207, 287]



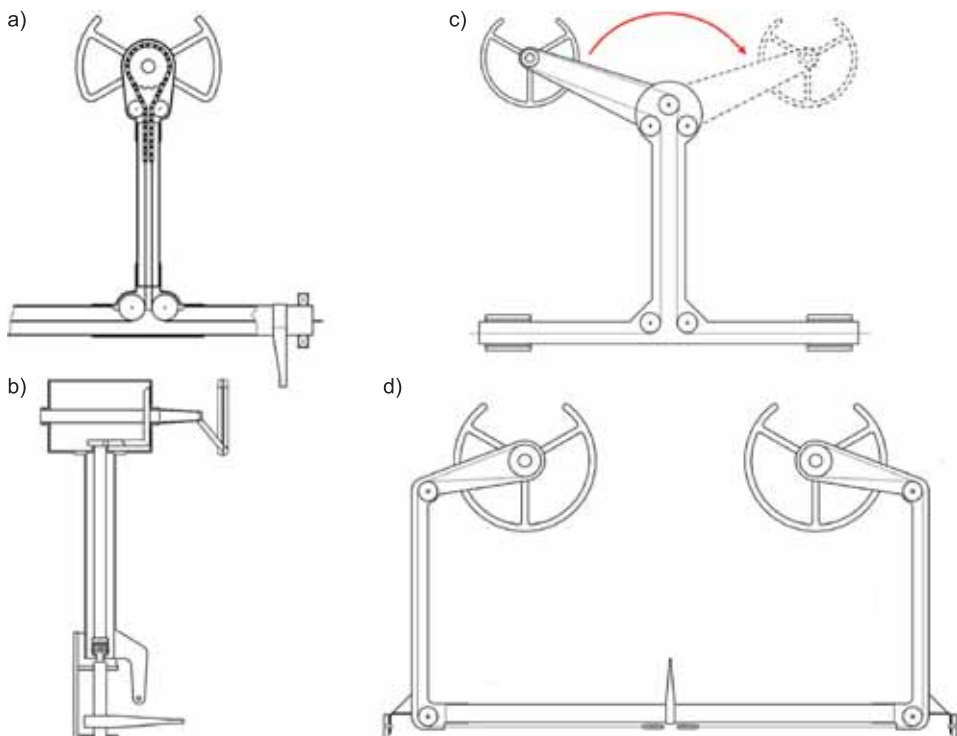
Rys. 17.14. Prawidłowe i nieprawidłowe linkowe mechanizmy drążka sterowego [287]

Rozważmy teraz przypadek napędu lotek linkowym układem sterowania (rys. 17.14). Można w tym przypadku popełnić co najmniej dwa błędy. Jeżeli drążek będzie przymocowany do rury skrętnej napędzającej popychacz steru wysokości, a linka przebiegać będzie równoległe do tej rury, to wychylając drążek do przodu, pilot będzie naciągał również linki napędzające lotki, co może powodować ich nieplanowane wychylenie. Konieczne jest więc wprowadzenie linek do wnętrza rury skrętnej w taki sposób, aby wychodziły z niej wzdłuż jej osi. Dzięki temu ruchy steru i lotek uniezależnią się od siebie. Jeśli jednak linki będą przymocowane wprost do końcówki drążka, to przy każdym wychyleniu będą się luzować, gdyż suma odległości od jednej z rolek do końcówki drążka i do drugiej rolki jest mniejsza, gdy drążek jest wychylony, niż gdy zajmuje pozycję neutralną. Dlatego też na końcówce drążka powinna się znajdować rolka o promieniu równym długości krótszego ramienia dźwigni drążka.

17.3.2. Kolumna sterowa i wolant

W przypadku kolumny sterowej i wolantu problem sprzężenia sterowania lotkami i sterem wysokości nie jest aż tak skomplikowany, gdyż w stosunkowo

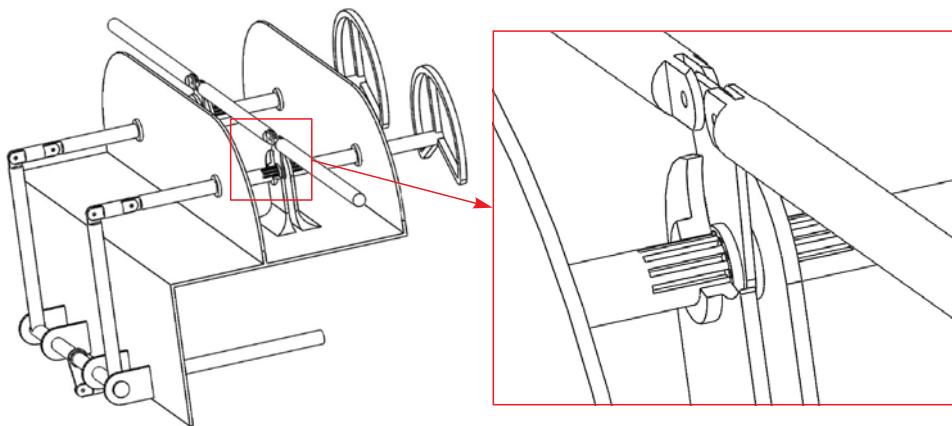
prosty sposób można napęd linkowo-łańcuchowy wolantu zmieścić wewnątrz kolumny sterowej, wypuszczając linki w osi obrotu rury skrętniej napędzającej ster wysokości (rys. 17.15a). Można też do osi wolantu zamocować stożkowe koło zębate, napędzające rurę skrętną wewnątrz kolumny. Rozprężenie ruchów steru i lotek polega w tym przypadku na zastosowaniu przegubu Kardana w punkcie, przez który przechodzi oś obrotu napędu steru wysokości (rys. 17.15b).



Rys. 17.15. Przykłady rozwiązań konstrukcyjnych mechanizmu wolantu. Pojedyncza kolumna sterowa pozwalająca na sterowanie z dwóch miejsc pilotów (c) [202, 287]

Ciekawostką natomiast jest zrealizowanie tego typu układu sterowania możliwie lekko i w ograniczonej przestrzeni, z możliwością sterowania przez dwóch pilotów. Istnieje bowiem rozwiązanie, w którym jedna kolumna sterowa i jeden wolant są wykorzystywane przez obydwu pilotów. Jest to możliwe dzięki temu, że na górze kolumny sterowej znajduje się wysięgnik, który może być obracany w lewo i w prawo. Na końcu tego wysięgnika znajduje się wolant. Wewnątrz kolumny znajduje się natomiast układ rolek, przez które przewijają się linki. Rolki te rozmieszczone są w taki sposób, aby linki nie luzowały się w trakcie przestawiania wysięgnika (rys. 17.15c).

Układ z wolantem można też zrealizować w ogóle bez kolumny sterowej. Wolant może być bowiem zamocowany na rurze skrętnej osadzonej na zespole łożysk zamontowanych w tablicy przyrządów (rys. 17.16). Pomiedzy tymi łożyskami rura ma połączenie wielowpustowe z dźwignią napędzającą lotki. Ruchy wolantu na boki obracają tą dźwignią dzięki wpustom, natomiast ruchy do przodu i tyłu powodują przesuwanie się dźwigni wzdłuż wpustów, gdyż ruchy do przodu i tyłu zablokowane są przez łożyska. Koniec rury skrętnej wolantu jest następnie połączony z popychaczem napędzającym dźwignię steru wysokości. Ruchy wolantu do przodu i tyłu przekładają się zatem na ruchy steru wysokości bez sprzężenia z lotkami.



Rys. 17.16. Suwliwy mechanizm wolantów [201]

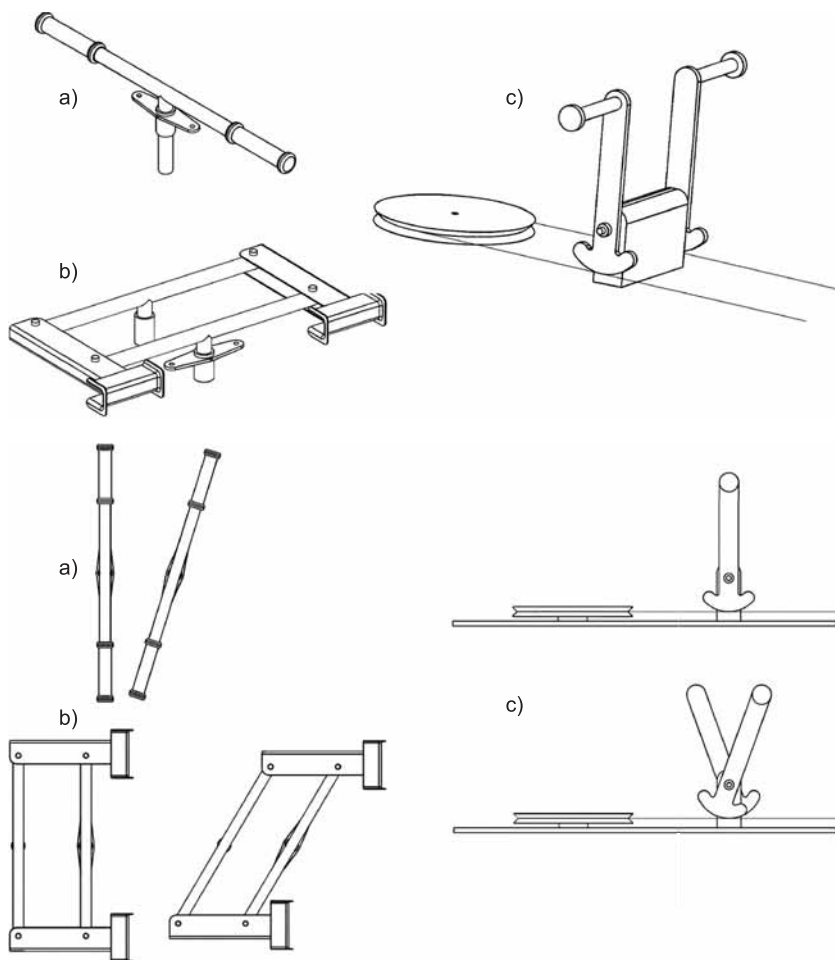
17.3.3. Orczyk

Ster kierunku uruchamiany jest przy pomocy tzw. orczyka. W najprostszej postaci jest to pręt zamocowany w środku do osi obrotu, do której podłączony jest napęd steru kierunku (rys. 17.17a). Pilot opiera stopy na końcach pręta i, naciskając na nie, naprzemiennie uruchamia ster. W tym przypadku pojawia się poważny problem ergonomiczny, gdyż chcąc utrzymać pełen kontakt stopy z orczykiem, pilot musiałby obracać nią wokół osi równoległej do osi obrotu orczyka, która jest pionowa. Tymczasem oś obrotu stopy jest pozioma. Oznacza to, że przy dużym wychyleniu stopa opiera się na orczyku tylko krawędzią, co grozi poślizgiem. Można temu zapobiec przy pomocy stosownych uprząży, wygodę operowania to jednak nie poprawi.

Z tego względu częściej stosuje się czworobok przegubowy o równych bokach, czyli tzw. prostowód (rys. 17.17b). W połowie długości dłuższych boków zamocowane są one do osi obrotu. Dzięki temu krótsze boki przemieszczają się do przodu i do tyłu, zbliżając się do siebie, ale nie obracają się i zawsze pozostają

równoległe do płaszczyzny symetrii samolotu. Dzięki temu stopy pilota mogą pozostać w dogodnej ergonomicznie pozycji, bez zagrożenia poślizgiem.

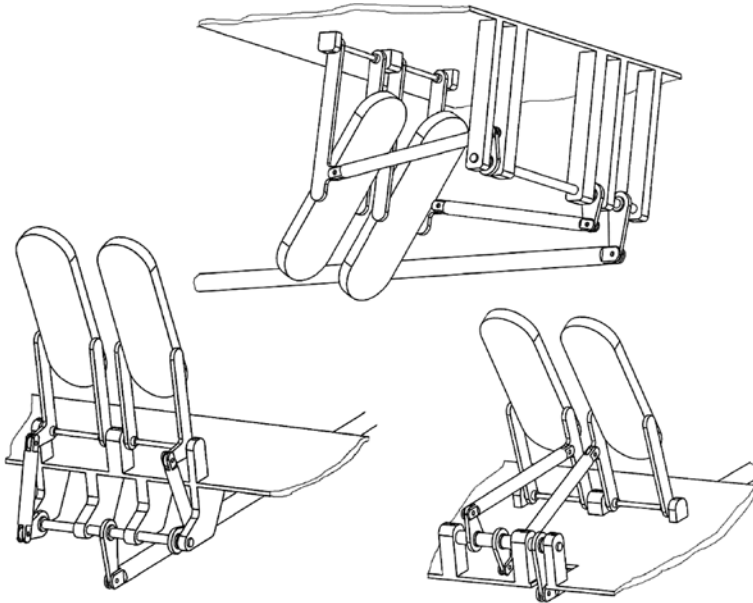
Nie jest to jednak jedyne możliwe rozwiązanie. Pedał orczyka można zawiesić niezależnie pod tablicą przyrządów lub na podłodze. Każdy z pedałów jest połączony popychaczem z dźwignią napędzającą rurę skrętną steru kierunku (rys. 17.18). Rozwiązanie to ma tę zaletę, że pedały można umieścić bardzo blisko siebie, dzięki czemu łatwo je zmieścić w ciasnej kabynie.



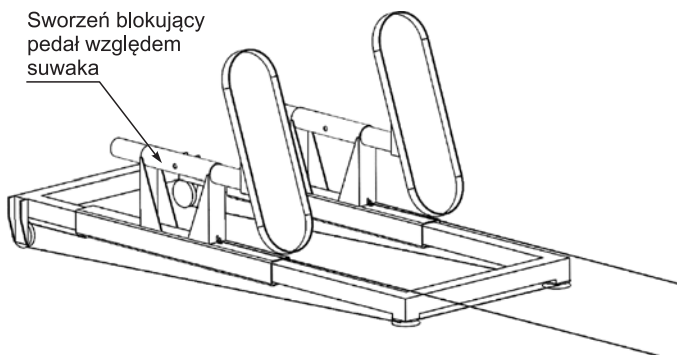
Rys. 17.17. Przykładowe schematy mechanizmu napędzającego ster kierunku [287]: a) prosty orczyk, b) orczyk prostowodowy, c) pedały wahaczowe

Na koniec możliwe jest również umieszczenie pedałów na szynach bieżących równoległe do płaszczyzny symetrii samolotu (rys. 17.19). Pedały są wtedy podłączone do linek napędzających ster kierunku. Linki te przechodzą jednak przez zestaw ru-

chomych rolek, dzięki czemu naciskając na jeden pedał, pilot przesuwają drugi do tyłu. Połączenie pedałów z szynami odbywa się za pośrednictwem suwaków, które mogą również umożliwić regulację położenia pedałów względem fotela pilota.



Rys. 17.18. Różne rozwiązania konstrukcyjne pedałów wahaczowych [201]



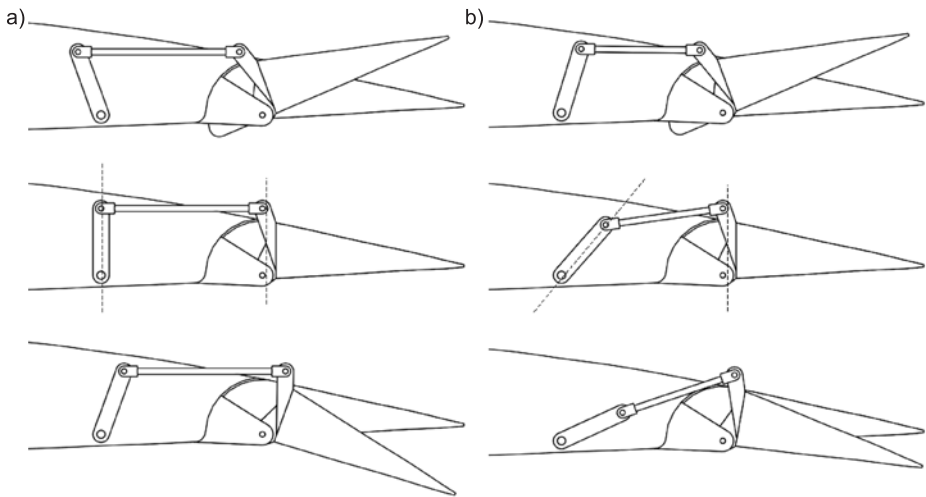
Rys. 17.19. Przykład instalacji pedałów na szynach i linkowego napędu steru kierunku [207]

17.3.4. Napędy lotek

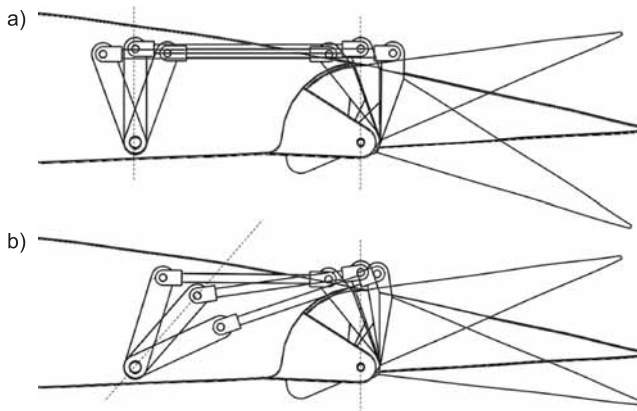
Zasadniczym problemem w konstrukcji napędu lotki jest wymagana zazwyczaj różnicowość jej wychyleń polegająca na tym, że lotka powinna się wychylać bar-

dziej do góry niż w dół. Zabezpiecza to przed oderwaniem na górnej powierzchni lotki wychylonej w dół przy niskiej prędkości lotu oraz pozwala na wyrównanie współczynników oporu lotek wychylonych w przeciwne strony.

Realizacja różnicowości lotek jest stosunkowo prosta. Jeśli lotka napędzana jest czworobokiem przegubowym o bokach równoległych, to wychylenia lotki w górę i w dół są symetryczne. Jeśli jednak popychacz łączący końcówki wahaczy napędzających lotkę ma mniejszą długość niż odległość pomiędzy osiami obrotu obydwu wahaczy i jeśli wahacz napędzający mechanizm jest pochylony w stronę lotki w jej położeniu neutralnym, to wychylenie lotki w dół będzie mniejsze niż wychylenie w górę. Zasadę działania tego mechanizmu przedstawiono na rys. 17.20 i 17.21.



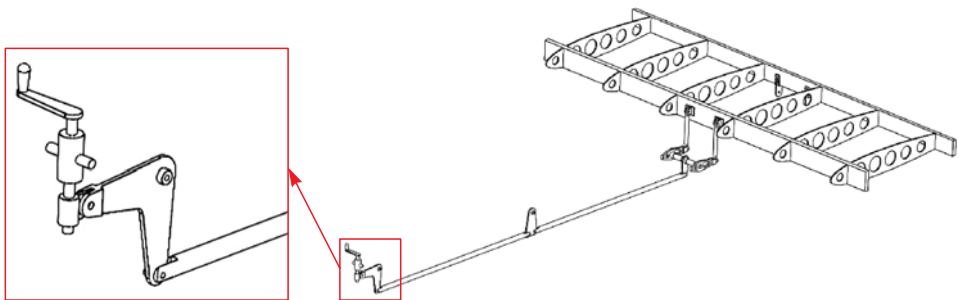
Rys. 17.20. a) Mechanizm realizujący jednakowe wychylenia lotek, b) mechanizm pozwalający na różnicowe wychylenia lotek [287]



Rys. 17.21. b) Różnicowość lotek i jej brak a) [287]

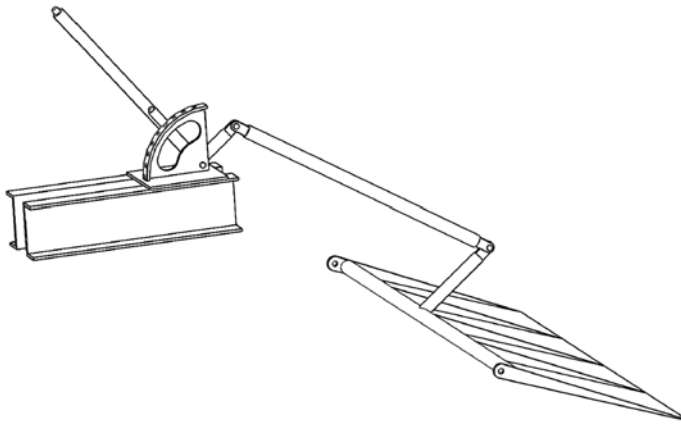
17.3.5. Organa sterowania klap i trymerów

Napędy klap i trymerów należą do grupy napędów nastawnych, w przypadku których blokowanie się układu jest nie tylko dopuszczalne, ale wręcz konieczne, gdyż ciągłe sterowanie położeniem tych organów przez pilota nie jest niezbędne, a wywoływałoby tylko jego zmęczenie. Mechanizmy te jednak powinno się dać niezawodnie odblokować na życzenie pilota. Może to być osiągnięte przez zastosowanie mechanizmu samohamownego, takiego jak śruba pociągowa, który działa, gdy siła napędzająca przyłożona jest z jednej jego strony, a nie działa, gdy jest przyłożona z drugiej strony. Innym sposobem zablokowania takiego układu sterowania jest zastosowanie mechanizmu zapadkowego. Pozwala on jednak na zablokowanie napędu w ściśle określonych położeniach. Metoda ta bardzo dobrze pasuje do napędu klap (rys. 17.23), bo zamieszczone w instrukcji obsługi prędkości lotu na klapach są ściśle związane z konkretnymi ich wychyleniami. Inne wychylenie klap mogłoby dezorientować pilota. Z drugiej strony taka blokada w ściśle określonych miejscach nie pasuje do napędu trymera, bo bardzo często jest on stosowany do kompensowania różnic w załadunku samolotu, a te różnice nie są ściśle określone.



Rys. 17.22. Popychaczowo-wahaczowy napęd przestawiania statecznika poziomego ze śrubą samohamowną [207]

Nastawne napędy trymerów można realizować np. przy pomocy mechanizmów linkowo-bębnowych (rys. 17.6 i 17.8), linkowo-łańcuchowych i/lub rurami skrętnymi (rys. 17.24). Nie znaczy to jednak, że napędu takiego nie da się zrealizować np. przy pomocy układu popychaczowo-dźwigniowego. Trymer steru wysokości pokazany na rys. 17.22 napędzany jest korbką połączoną ze śrubą pociągową. Śruba ta utrzymywana jest w stałym miejscu przez zawieszone obrotowo łożysko. Drugi koniec śruby wkręcony jest w nakrętkę umieszczoną na końcu dźwigni napędzającej popychacz przestawialnego statecznika poziomego, pełniącego funkcję trymera.



Rys. 17.23. Dźwigniowo-popychaczowy napęd kłapy z zapadką [207]



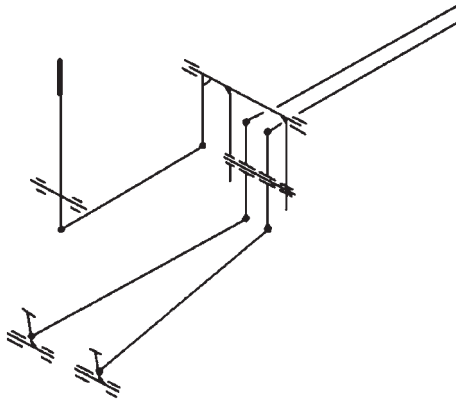
Rys. 17.24. Łańcuchowo-pokrętny napęd trymera steru w samolocie Regiane 2000 (*Flygvapenmuseum, Linköping*)

17.3.6. Usterzenie motylkowe [289]

W niektórych przypadkach celowo łączy się funkcje niektórych sterów. Dobrym przykładem jest tu usterzenie motylkowe (V, Rudlickiego), które składa się

tylko z dwóch powierzchni nośnych o bardzo dużym wzniosie [139]. Funkcję steru kierunku trzeba połączyć z funkcją steru wysokości.

Przykład miksera pozwalającego na sprzężenie tych dwóch funkcji przedstawiony jest na rys. 17.25. Jeśli pedały steru kierunku są nieruchome, to dolne przeguby dźwigni napędzających powierzchnie sterowe również są nieruchome, dzięki czemu stanowią osie obrotu dźwigni. Z drugiej strony ruchy drążka do przodu i do tyłu powodują, za pośrednictwem popychacza, ruchy ramki, na której zawieszono są obie dźwignie. Ponieważ jednak obie dźwignie są zamocowane do ramki w takich samych odległościach od dolnych przegubów, to ruchy popychacza napędzających stery są symetryczne i w konsekwencji powierzchnie sterowe wychylają się symetrycznie jako ster wysokości.

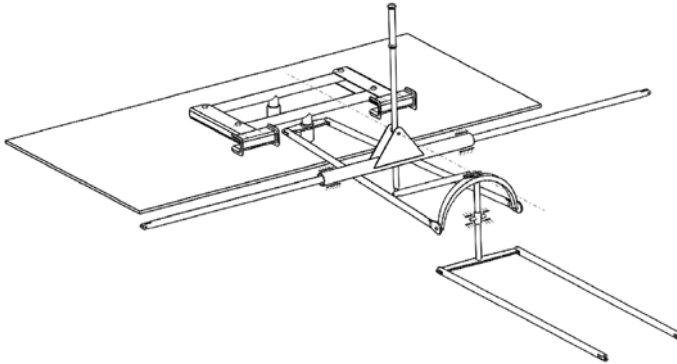


Rys. 17.25. Mikser usterzenia V

W przypadku gdy drążek jest nieruchomy, nieruchoma jest również ramka, a tym samym osią obrotu dźwigni staje się przegub mocowania dźwigni do ramki. Niesymetryczne ruchy pedałów spowodują wtedy niesymetryczne ruchy dźwigni, popychaczy i powierzchni sterowych, które z kolei spełnią rolę steru kierunku. W rzeczywistych sytuacjach ani pedały, ani drążek nie są oczywiście nieruchome, w związku z tym wychYLENIA powierzchni sterowych są funkcją kombinacji wychyleń drążka i pedałów.

Inny przykład rozwiązania tego zadania pokazany jest na rys. 17.26. Orczyk połączony jest popychaczami z bocznymi uchwytami jarzma napędzającego powierzchnie sterowe. Jarzmo to ma dwie osie obrotu: poziomą i pionową. Ruchy orczyka wywołują obroty jarzma wokół osi pionowej, o ile tylko drążek pozostaje nieruchomy. Dzięki temu jarzmo napędza niesymetrycznie dźwignię sterującą popychaczami powierzchni sterowych w funkcji steru kierunku. Z drugiej strony, jeśli orczyk pozostaje nieruchomy, to obrót jarzma wokół osi pionowej jest zablokowany. Ruchy drążka wywołują wtedy obroty jarzma wokół osi poziomej,

a to z kolei powoduje przemieszczanie do przodu lub tyłu całej dźwigni sterującej popychaczami powierzchni sterowych, a w konsekwencji również symetryczne wychylenia powierzchni sterowych w funkcji steru wysokości.



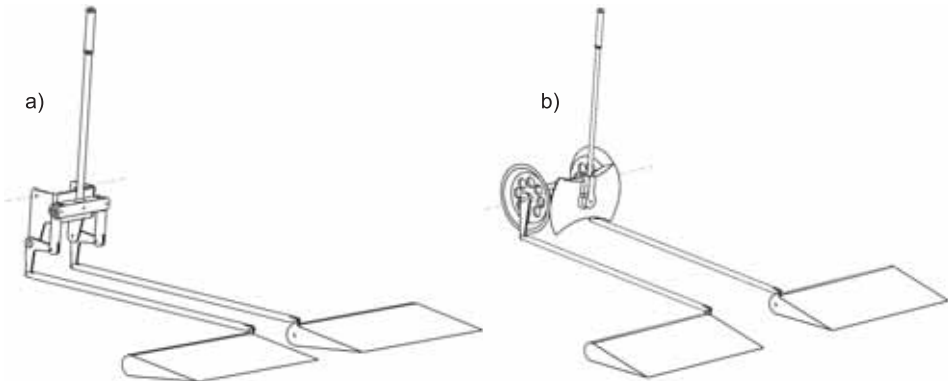
Rys. 17.26. Mikser usterzenia V [201, 289]

17.3.7. Sterolotki

W samolotach w układzie latającego skrzydła istnieje konieczność sprzężenia funkcji steru wysokości i lotek. Można tego dokonać przy pomocy miksera pokazanego na rys. 17.27a. W tym przypadku drążek sterowy jest zamocowany do jarzma obracającego się wokół osi poziomej. Na wysokości przegubu ma on dźwignię równoramienną napędzającą poprzez popychacze dwie dźwignie sterujące popychaczami powierzchni sterowych. Jeżeli drążek porusza się do przodu lub do tyłu, to porusza się całe jarzmo, a dźwignie sterujące pozostają względem jarzma nieruchome. Powoduje to symetryczne ruchy popychaczy napędzających powierzchnie sterowe w funkcji steru wysokości. Jeśli drążek pochyla się na boki, to jarzmo pozostaje nieruchome, a dźwignie sterujące poruszają się antysymetrycznie, co wywołuje niesymetryczne wychylenia powierzchni sterowych w funkcji lotek.

Inny rodzaj miksera napędzającego sterolotki przedstawiono na rys. 17.27b. W tym przypadku wykorzystano stożkowe koła zębate. Drążek jest przymocowany do koła obracającego się wokół osi równoległej do płaszczyzny symetrii samolotu. Koło to zazębia się z dwoma kołami obracającymi się niezależnie od siebie wokół osi prostopadłej do płaszczyzny symetrii samolotu. Do tych kół przymocowane są dźwignie sterujące i popychacze powierzchni sterowych. Osie wszystkich kół połączone są ze sobą jarzmem, dzięki czemu ich wzajemna lokalizacja w przestrzeni pozostaje niezmienna. Jeśli więc drążek porusza się do przodu lub tyłu, to jego koło zębate wymusza symetryczne obroty dwóch pozostałych

kół, a tym samym również symetryczne ruchy dźwigni sterujących, popychaczy i powierzchni sterowych w funkcji sterów wysokości. Jeśli natomiast drążek porusza się na boki, to jego koło obraca pozostałe dwa w przeciwne strony, co powoduje niesymetryczne wychylenia dźwigni, popychaczy i powierzchni sterowych w funkcji lotek.



Rys. 17.27. Przykładowe rozwiązania mikserów sterolotek [201]

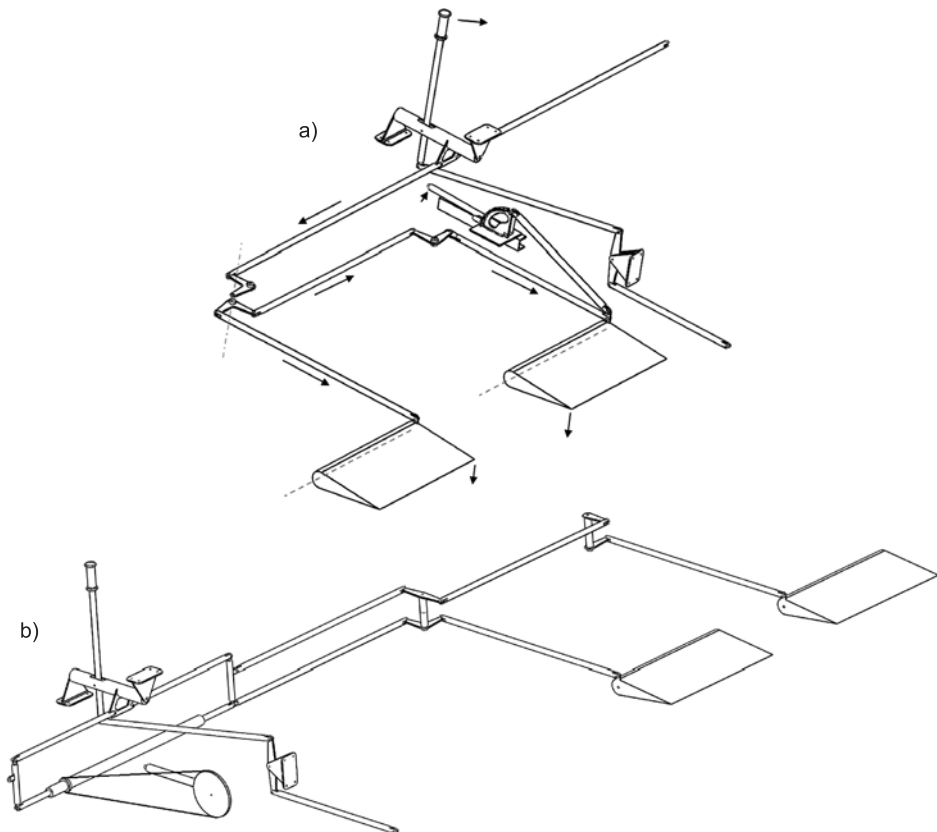
17.3.8. Klapolotki

W każdym samolocie opłaca się podejmować środki w celu zmniejszenia jego prędkości minimalnej. Pozwala to bezpiecznie lądować nawet samolotom o bardzo dużym obciążeniu powierzchni nośnej. Jedną z najskuteczniejszych metod obniżania prędkości minimalnej jest zwiększanie maksymalnego współczynnika siły nośnej przez zastosowanie klap na krawędzi spływu skrzydeł. Niestety, zazwyczaj nie można wykorzystać w tym celu całej rozpiętości skrzydeł, bo przy końcówkach muszą znajdować się jeszcze lotki przeznaczone do sterowania poprzecznego. Wymiary lotek można zmniejszyć dzięki zastosowaniu spojlerów [139]. Dzięki temu klapy mogą zająć większą część rozpiętości skrzydeł. Niestety, z lotek nie można zrezygnować całkowicie. Okazuje się jednak, że lotki można wykorzystać również w charakterze klap, z tym że ich łączne wychylenie w charakterze klap i lotek w dół powinno być mniejsze niż wychylenie konwencjonalnych klap. Większe wychylenie konwencjonalnych klap gwarantuje, że przy zmniejszaniu prędkości lotu oderwanie opływu najpierw wystąpi przy kadłubie, pozwalając na skuteczne sterowanie klapolotkami.

Przykładowe miksery sterowania klapami i klapolotkami przedstawiono na rys. 17.28. W mechanizmie a) zarówno klapy, jak i lotki połączone są z napędem wychylania klap, przy czym w przypadku lotek zastosowane jest inne prze-

łożenie, gwarantujące mniejsze wychylenie klapowe dla klapoletek. Ponadto dźwignia wychylenia klap jest zamocowana nieruchomo względem konstrukcji samolotu, podczas gdy dźwignia wychylenia klapoletek zamocowana jest na końcu innej dźwigni, połączonej z rurą skrętną drążka sterowego. Jeśli drążek jest nieruchomy, to wychylenie klap powoduje również nieco mniejsze wychylenie klapoletek. Jeśli natomiast nieruchomy jest napęd klap, to na skutek ruchu drążka na boki porusza się dźwignia sterująca klapoletkami. Nic nie stoi oczywiście na przeszkodzie, aby klapoletki mogły realizować funkcję lotek zarówno przy klapach i klapoletkach schowanych, jak i wypuszczonych.

Inny mikser realizujący to samo sprzężenie przedstawiony jest na rys. 17.28b. W rozwiązaniu tym zarówno rura skrętna drążka sterowego, jak i napęd klap łączą się w czworoboku przegubowym o zmiennej długości podstawy (śruba rzymska). Przy czym popychacz napędzający klapy podłączony jest bezpośrednio do końców członu podstawowego, podczas gdy napęd klapoletek podłączony jest do członów bocznych pomiędzy podstawą a członem górnym.



Rys. 17.28. Przykładowe rozwiązania napędów klapoletek [201]

Człon górny jest poruszany przez rurę skrętną drążka sterowego. Jeśli więc długość podstawy czworoboku pozostaje stała, to jej końce stanowią osie obrotu dla członów bocznych. Ruchy boczne drążka sterowego powodują wtedy antysymetryczne obroty członów bocznych czworoboku wokół przegubów łączących je z podstawą. Dzięki temu niesymetrycznie poruszają się również pozostałe elementy napędu klapoletek, a klapy pozostają nieruchome. Z kolei, jeśli nieruchomy jest drążek sterowy, a wydłuża się podstawa czworoboku, to osiami obrotu członów bocznych stają się ich przeguby górne. Wydłużanie się podstawy wywołuje więc jednocześnie symetryczne przemieszczenie zarówno mechanizmu wychylenia klap, jak i klapoletek. Przy czym różnica wychyleń klap i klapoletek wynika z innego położenia przegubów na członach bocznych. Nic też nie stoi na przeszkodzie, aby klaplotki poruszały się w funkcji lotek przy wypuszczonych klapach.

Rozdział 18

KONSTRUKCJE KOMPOZYTOWE

18.1. Niektóre problemy stosowania materiałów kompozytowych

Z roku na rok coraz częściej stosowane są w lotnictwie konstrukcje z materiałów kompozytowych. W rozdziale 10 wspomniano pokrótce o wadach i zaletach tych materiałów. Tutaj niektóre z zagadnień zostaną opisane nieco bardziej szczegółowo.

Na początek warto zwrócić uwagę na czynniki, jakie określają właściwości kompozytu polimerowego. Są to:

1. Materiał zbrojenia (włókno węglowe, szklane, aramidowe itp.).
2. Postać zbrojenia (tkanina, mata, włókno cięte, roving – czyli wiązka niesplecionych włókien).
3. Gramatura zbrojenia lub jego tex (masa 1 km wiązki).
4. Materiał spoiwa (żywica epoksydowa, polimerowa, fenolowa).
5. Stopień zbrojenia (wagowy lub objętościowy stosunek ilości zbrojenia do ilości spoiwa).
6. Cykl cieplny.
7. Orientacja włókien.

Szczególnie wrażliwe na czynnik ludzki są czynniki 4–7 [32].

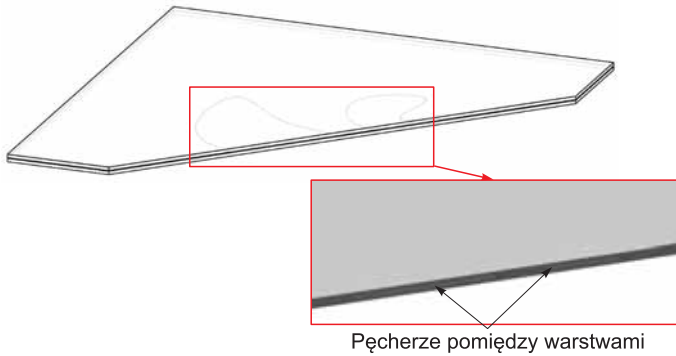
Spoiwo zazwyczaj jest dwuskładnikowe, przy czym proporcje pomiędzy składnikami muszą być ściśle zachowane. Pomijając więc oczywiste pomyłki dotyczące materiałów poszczególnych składników, największym problemem jest zachowanie właściwych proporcji składników, i to w całej objętości spoiwa. Pojawia się tu problem dokładnego mieszania mieszanki sycącej (nieżelowanego spoiwa), które na dodatek musi się odbywać możliwie szybko. Mieszanka sycąca zaczyna bowiem lokalnie żelować już w momencie wiania utwardzacza do żywicy, a czas w którym nadaje się do przesycania, jest zwykle ograniczony do

około 1–2 godzin. Im mniejszą część tego czasu zajmie mieszanie, tym więcej zostanie na inne procesy technologiczne. Nie można jednak dopuścić do tego, żeby w różnych obszarach mieszanki sycącej proporcje składników były różne. Zagadnienie utrudnia fakt, że proces żelowania jest egzotermiczny, co oznacza, że w jego trakcie wydziela się ciepło. Nie można więc mieszać mieszanki sycącej w zbyt dużych naczyniach, gdyż prowadzi to do wrzenia i gwałtownego żelowania. A może nawet doprowadzić do zapłonu. W całym procesie mieszania i syceńia istotne są warunki otoczenia. Podwyższona temperatura skraca oczywiście czas technologiczny. Ważna jednak jest też wilgotność powietrza, gdyż mieszanka sycąca chłonie wodę z powietrza, co obniża właściwości mechaniczne spoiwa.

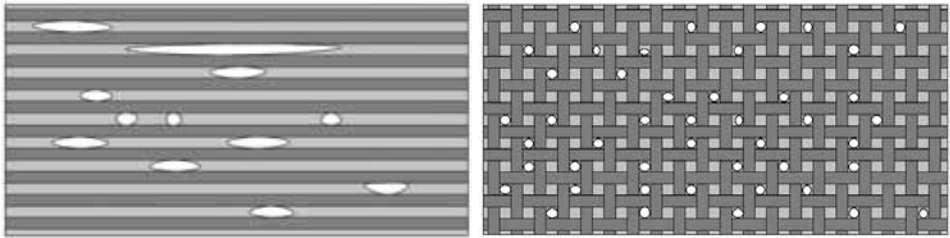
W przypadku stosowania preimpregnatów, czyli wstępnie przesyconych i poduszonych warstw tkaniny, problem mieszania i przesycaenia włókien spada na producenta preimpregnatu. Pojawiają się jednak problemy z ich przechowywaniem. Zwykle bowiem muszą one być przechowywane w ściśle określonych temperaturach, przy ściśle określonej wilgotności i tylko przez ograniczony czas.

Zbrojenie jest zazwyczaj znacznie bardziej wytrzymałe niż spoiwo. Wydawać by się więc mogło, że im więcej w kompozycie zbrojenia, tym lepsze powinien on mieć właściwości mechaniczne. Stosunek objętości zbrojenia do objętości kompozytu nazywa się objętościowym stopniem zbrojenia. Teoretycznie możliwy jest objętościowy stopień zbrojenia kompozytu zbrojonego rovingiem wynoszący ~90,7%. Tymczasem jednak najlepsze właściwości mechaniczne kompozyty uzyskują przy objętościowym stopniu zbrojenia wynoszącym ~50%. Wynika to z trudności równomiernego przesycaenia zbrojenia mieszanką sycącą, które nasilają się przy wzroście stopnia zbrojenia ponad 50%. Jeśli w jednym miejscu ilość mieszanki sycącej jest nieco większa niżby to wynikało z założonego stopnia zbrojenia, to w innym musi być mniejsza. Przy bardzo dużych stopniach zbrojenia w obszarach uboższych w mieszankę sycącą mogą się pojawić pęcherze powietrza (rys. 18.2) lub nawet takie obszary, gdzie włókna w ogóle nie zostały zwilżone. Nie są one więc zabezpieczone przed wyboczeniem, co obniża wytrzymałość kompozytu. W przypadku preimpregnatów problem ten jest zazwyczaj mniejszy, gdyż przesycaenie następuje w firmie specjalizującej się w realizacji tej czynności. Można więc zakładać, że stopień zbrojenia w danej warstwie jest w miarę równomierny. Nie zabezpiecza to jednak przed zamykaniem pęcherzy powietrza pomiędzy warstwami kompozytu (rys. 18.1).

W technologii mokrej pęcherze powietrza pojawiają się w mieszance sycącej jeszcze w trakcie mieszania żywicy z utwardzaczem. Ich liczba rośnie w trakcie przesycaenia zbrojenia. Jeżeli żelowanie nie zachodzi w próżni, to pęcherze te zostają uwięzione pomiędzy włóknami zbrojenia. Z tego też względu sycidła [32, 33] do rovingu często zawierają urządzenia odsysające próżniowo powietrze, a kompozyty zbrojone tkaninami utwardza się pod workami foliowymi, z których również odpompowuje się powietrze.

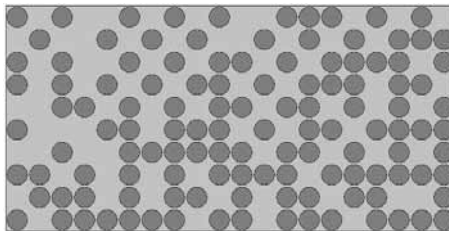


Rys. 18.1. Delaminacja



Rys. 18.2. Pęcherze powietrza pomiędzy włóknami zbrojenia oraz pomiędzy pasmami wstęgi i osnowy w tkaninie

Nawet przy optymalnym stopniu zbrojenia i braku pęcherzy powietrza w strukturze właściwości mechaniczne kompozytu są gorsze od teoretycznych. Wynika to np. z nierównomierności rozłożenia włókien w objętości kompozytu (rys. 18.3). Nierównomierność ta powoduje inne niż oczekiwane położenie powierzchni obciążonej przy zginaniu oraz mimośrodowość ściskania kompozytu.



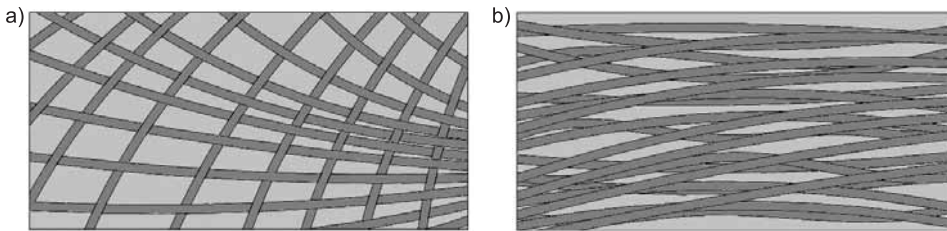
Rys. 18.3. Nierównomierne rozmieszczenie włókien

Nierównomierność rozmieszczenia włókien i pęcherze powietrza mogą być również następstwem przekroczenia czasu technologicznego, w którym mieszanka sycąca nadaje się do przesykania zbrojenia. Jest to błąd niedopuszczalny, gdyż powoduje

on powstawanie bardzo dużych obszarów niezwilżonych mieszanką, co może spowodować drastyczne obniżenie wytrzymałości wyrobu. Jeżeli więc już do tego dojdzie, to wyrób należy bezwzględnie odrzucić. Niebezpieczeństwo przekroczenia czasu technologicznego występuje zwłaszcza latem, gdy temperatury otoczenia są wyższe.

Temperatura ma również ogromne znaczenie w procesie utwardzania spoiwa. Wiąże się to z jego strukturą, która zmienia się po podgrzaniu kompozytu do pewnej charakterystycznej temperatury, zwanej temperaturą zeszklenia. Zwykle spoiwo ma dobre właściwości poniżej tej temperatury, a złe powyżej. Po zżelowaniu większość spoiw ma bardzo niską temperaturę zeszklenia lub nawet strukturę charakterystyczną dla temperatur wyższych od temperatury zeszklenia. W skrajnych przypadkach wyroby mają tak niskie właściwości wytrzymałościowe, że nie da się ich wyjąć z foremnika bez uszkodzenia. W związku z tym wymagają one odpowiedniej obróbki cieplnej w celu podniesienia temperatury zeszklenia i/lub przebudowy struktury. Obróbka ta musi być przeprowadzona dokładnie według wskazań producenta. Zastosowanie innego cyklu cieplnego grozi uzyskaniem innej temperatury zeszklenia niż zakładana lub nawet nieuzyskaniem zakładanych właściwości wytrzymałościowych.

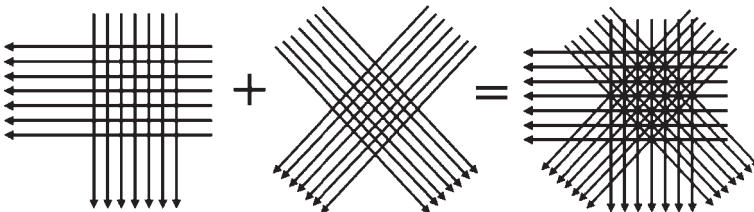
Wpływ jakości wykonania na orientację włókien (rys. 18.4) jest dosyć oczywisty. Nawet nie myląc się, laminater zwykle nie jest w stanie ułożyć tkaniny dokładnie zgodnie z wymaganiami. Zadanie to jest łatwiejsze w przypadku układania tzw. preimpregnatów. Można je bowiem ciąć w sposób zautomatyzowany, a poszczególne włókna pozlepiane są tak mocno, że wycięta formatka preimpregnatu nie zmienia kształtu w sposób dramatyczny. Co więcej, umieszczone pod sufitem hali produkcyjnej sterowane numerycznie projektory zawierające diody laserowe pozwalają w sposób jednoznaczny pokazać, jak dana formatka powinna być ułożona. Jednakże wystarczy nawet niewielkie zakrzywienie powierzchni foremnika, aby pojawiła się potrzeba ręcznego dopasowania formatki, a to prowadzi do przemieszczania się włókien zbrojenia. Problemy z dopasowywaniem formatek rosną wraz ze stopniem komplikacji geometrii wykonywanego wyrobu. Jeszcze trudniejsze jest utrzymanie zaplanowanej orientacji włókien w technologii mokrej, w której do foremnika wkłada się suche tkaniny i dopiero potem przesyca. W suchej tkaninie nic nie utrzymuje włókien na miejscu, więc mogą się one przemieszczać przez cały czas od momentu wycięcia formatki, aż do zżelowania spoiwa. Problemem jest również uzyskanie równoległości włókien w elementach wykonywanych z rovingu. Tego rodzaju elementami są na przykład pasy dźwigarów kompozytowych. Przy ich wykonywaniu roving przesyca się w sposób zautomatyzowany w sycidlach, które oprócz przesykania łączą również mniejsze pasma rovingu w duże wiązki, które następnie układa się w foremniku. Po ułożeniu każdej kolejnej wiązki trzeba ją koniecznie docisnąć do poprzednich, w celu usunięcia pęcherzy powietrza, jakie mogły się znaleźć między nimi. Falowanie się włókien następuje zwykle już w sycidle, a dociskanie do siebie wiązek tylko ten proces pogłębia.



Rys. 18.4. Błędy orientacji włókien: a) tkaniny, b) rovingu

Jak więc powinny być ułożone włókna w sposób prawidłowy? Ze względu na swoją strukturę kompozyty należą do materiałów ortotropowych, to znaczy takich, w których można wyróżnić szczególne kierunki, gdzie kompozyt osiąga maksymalne wartości właściwości mechanicznych. Pokrywają się one z kierunkami ułożenia włókien. W związku z tym zbrojenie powinno być ułożone w taki sposób, aby większość włókien ułożona była wzdłuż głównych kierunków obciążenia. Np. w pasach dźwigara zdecydowana większość włókien powinna być ułożona wzdłuż długości pasa. Wykonuje się je więc zazwyczaj z rovingu. Korzystne jest dodanie tzw. okopertowania z symetrycznej tkaniny ułożonej pod kątem 45° , gdyż zabezpiecza to przed delaminacją. Proporcjonalnie jednak okopertowanie ma znacznie mniejszą masę niż sam pas dźwigara.

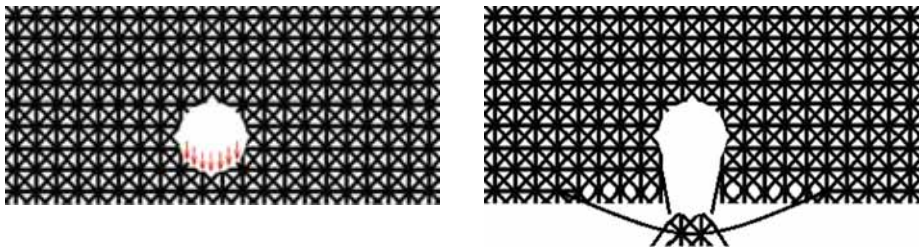
W przypadku ścianek i powłok pracujących na ścinanie główne obciążenia przenoszą zwykle tkaniny symetryczne (o takiej samej liczbie włókien w obydwu prostopadłych kierunkach) ułożone pod kątem 45° względem kierunku najdłuższego wymiaru elementu. Najczęściej jednak towarzyszą im tkaniny symetryczne ułożone pod kątem 0° . Pozwala to stworzyć strukturę o właściwościach zbliżonych do izotropowych, gdyż włókna „równoległe” przebiegają po przekątnych kwadratów utworzonych przez włókna „skośne”. Powstaje więc coś w rodzaju kratownicy (rys. 18.5). Umożliwia to powłóce przenoszenie obciążeń skierowanych inaczej niż pod kątem 45° . Zasada ta dotyczy zarówno ścianek i powłok laminarnych (składających się tylko z warstw zbrojenia i spoiwa), jak również przekładkowych, gdzie laminarne okładziny rozdzielone są lekkim wypełniaczem.



Rys. 18.5. Laminarna struktura kompozytu o właściwościach zbliżonych do blachy

Pojawia się w związku z tym pytanie, jaka może być minimalna liczba tkanin w powłoce lub ściance. Jedna warstwa typowej tkaniny symetrycznej nie ma włókien skośnych. Z drugiej strony dwie warstwy, z których jedna jest „prosta”, a druga „skośna”, nie są symetryczne w kierunku grubości. Prowadzi to do deformacji wyrobu po wyjęciu z foremnika [109–114]. Dopiero trzy warstwy pozwalają na zachowanie symetrii, przy jednoczesnym zbrojeniu zarówno włóknami „prostymi”, jak i „skośnymi”. Przy takiej liczbie tkanin dwie tkaniny powinny być ułożone pod kątem 45° względem kierunku najdłuższego wymiaru elementu. Pomiedzy nimi powinna się znajdować tkanina „prosta”. Przy ograniczonym wyborze gramatur, zwłaszcza tkanin węglowych, często prowadzi to do znacznego przewymiarowania ścianek i powłok. Dopiero niedawno pojawiły się tkaniny tkane w czterech kierunkach i zawierające zarówno proste, jak i skośne włókna. Dodatkową zaletą jest lepsze przenoszenie obciążeń pomiędzy włóknami prostymi i skośnymi.

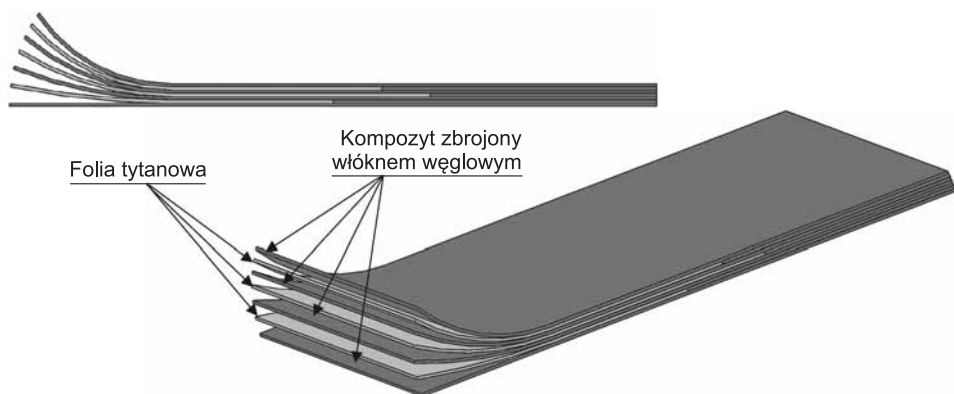
W jaki jednak sposób kompozyt może przenosić obciążenia skupione? Pytanie to jest tym ważniejsze, że najpopularniejsza w lotnictwie metoda łączenia elementów – nitowanie – polega na wywierceniu w tych elementach otworów i przyłożeniu do nich obciążenia na stosunkowo małą powierzchnię otworu. Tymczasem wywiercenie otworu w kompozycie spowoduje poprzecinananie włókien (rys. 18.6). Jeśli więc do otworu zlokalizowanego blisko krawędzi kompozytowej płyty przyłożymy obciążenie, to efektem będzie tylko wyprucie niektórych włókien. Obciążone zostanie przy tym tylko spoiwo, którego wytrzymałość jest bardzo mała w porównaniu z wytrzymałością zbrojenia.



Rys. 18.6. Wyprucie włókien z kompozytowej struktury laminarnej pod wpływem nacisków wywołanych oddziaływaniem sworznia lub nita na ścianki otworu

Włókna położone pomiędzy otworem a krawędzią jako przecięte nie będą w stanie przenosić obciążeń, gdyż z wyjątkiem spoiwa nie będą miały się czego trzymać. Z kolei włókna znajdujące się za otworem nie będą obciążone, bo nie będą miały żadnej łączności z włóknami pomiędzy otworem a krawędzią. Co gorsza, pomimo ciągłych prób nie opracowano jak dotąd techniki wiercenia w materiałach kompozytowych pozwalającej na uzyskanie gładkich ścianek otworów. Zazwyczaj wystają z nich włókna przerwane, ale nieucięte na powierzchni otworu. Inne zaś włókna zostają wyszarpane z wnętrza materiału. Na koniec nacisk wiertła na poszczególne warstwy kompozytu może w trakcie wiercenia doprowadzić do dela-

minacji (por. rys. 18.1). W celu rozwiązania tych problemów można oczywiście zwiększyć liczbę warstw (a tym samym grubość) kompozytu w takim stopniu, aby sama wytrzymałość spoiwa wystarczyła do przeniesienia obciążeń. Spowoduje to jednak znaczny wzrost masy konstrukcji. Druga możliwość polega na częściowej hybrydyzacji [290], czyli wklejeniu pomiędzy warstwy zbrojenia pasków metalowej folii, które przenosić będą obciążenia na całe otoczenie otworu (rys. 18.7). W przypadku kompozytów zbrojonych włóknem węglowym musi to być folia tytanowa. Hybrydyzacja nie jest jednak rozwiązaniem idealnym, choćby ze względu na różnicę rozszerzalności cieplnej pomiędzy metalem a kompozytem. Poza tym w kompozycie hybrydowym jeszcze łatwiej wywołać delaminację w trakcie wiercenia (rys. 18.1). Dlatego też podstawową technologią łączenia elementów kompozytowych jest klejenie. Niektóre firmy nie mają zaufania do klejenia, ze względu na zbyt niską powtarzalność właściwości połączeń klejonych. W związku z tym stosują one równoczesne nitowanie i klejenie. Aktualne badania w zakresie łączenia elementów metalowych i kompozytowych omówione są w [115, 116].

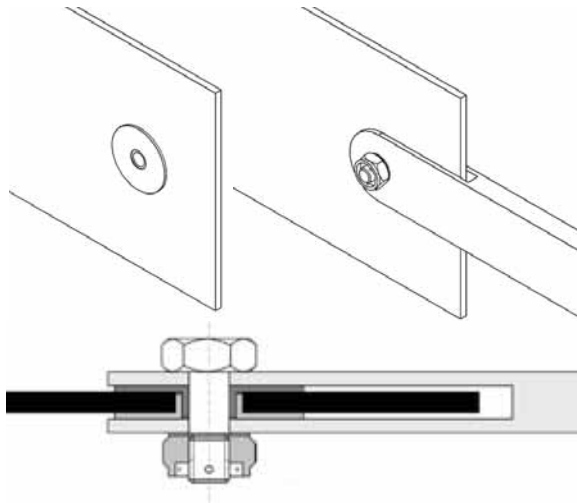


Rys. 18.7. Układ warstw zapobiegający wypruwaniu włókien z kompozytowej struktury laminarnej pod wpływem nacisków wywołanych oddziaływaniem sworzni na ścianki otworu [290]

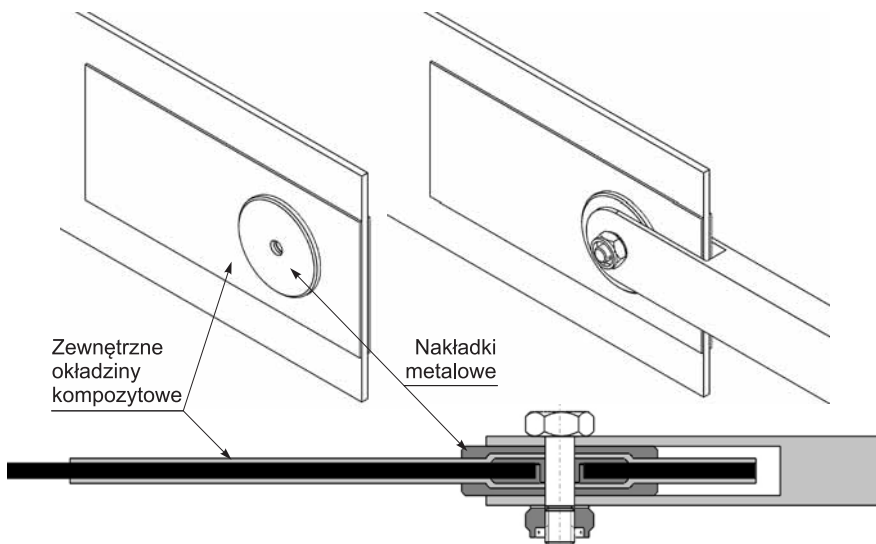
18.2. Wprowadzanie sił skupionych

W celu przeniesienia większych sił skupionych często wykorzystuje się dwie tulejki z kołnierzami przyklejanymi na zewnątrz otworu (rys. 18.8). Większa z tych tulejek wklejona jest bezpośrednio w kompozyt, mniejsza wsunięta jest w większą z drugiej strony i przyklejona do kompozytu tylko kołnierzem. Jeszcze większe siły można przenosić przy pomocy zamków mechanicznych, których zasadniczą zaletą jest minimalizacja zależności od klejenia (rys. 18.9). Typowy zamek mechaniczny polega na zaciśnięciu przynajmniej części kompozytu pomiędzy tworzącymi

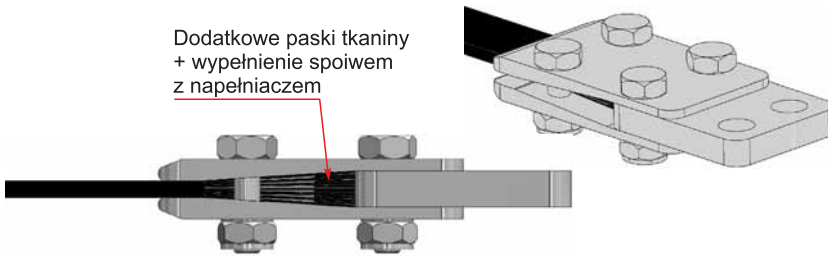
labirynt okładzinami. Kompozyt pomiędzy okładzinami zachowuje się jak ciecz w zamkniętej przestrzeni, dzięki czemu transfer obciążeń między okładzinami a zaciśniętą między nimi częścią kompozytu jest bardzo efektywny. Klejenie jest odpowiedzialne za połączenie części kompozytu zaciśniętej pomiędzy okładzinami a pozostałą częścią kompozytu. Zwykle odbywa się to na bardzo dużej powierzchni, co pozwala na przeniesienie dużych obciążeń i zwiększenie niezawodności połączenia.



Rys. 18.8. Otwór wzmocniony dwoma wklejonymi tulejkami [32]

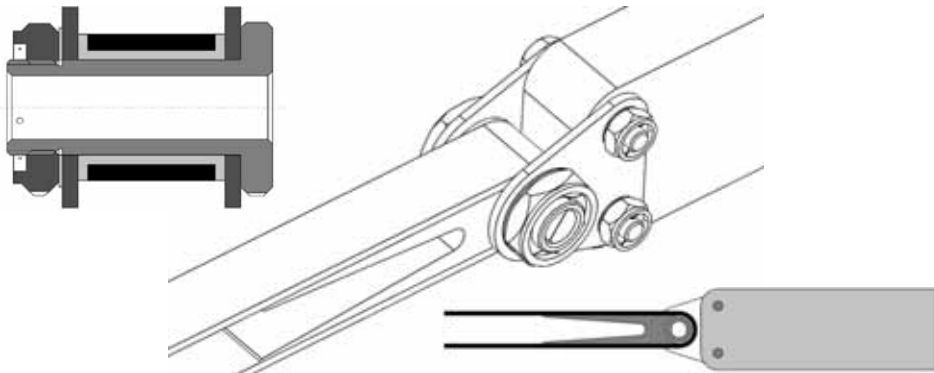


Rys. 18.9. Bezadhezyjny zamek mechaniczny [117, 291]



Rys. 18.10. Zamek klinowy [32]

Pewną formą zamka mechanicznego jest połączenie klinowe (rys. 18.10) polegające na umieszczeniu w trójkątnym uchwycie rozszerzającego się klinowo kompozytu. Uzyskanie kształtu klina można osiągnąć, zwiększając lokalnie liczbę warstw zbrojenia. Uchwycony w ten sposób element kompozytowy może przenosić zarówno siły rozciągające, jak i ściskające połączenie. Nie może się wysunąć przy obciążeniu rozciągającym, bo ścianki uchwytu zaciskają się na nim tym bardziej, im większa siła została przyłożona. Nie może się również przemieścić w przeciwną stronę pod wpływem sił ściskających, gdyż włókna opierają się o podstawę uchwytu. A ze względu na spoiwo nie mają też możliwości wybożenia się.



Rys. 18.11. Zamek rolkowy [32]

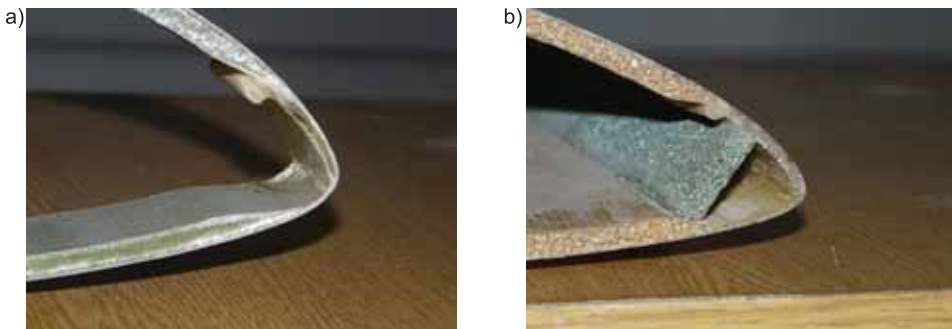
Kompozytowy pas można też zawinąć wokół tulei umieszczonej w uchwycie (rys. 18.11). Siła rozciągająca połączenie przenoszona jest wtedy bezpośrednio przez rozciąganie włókien. Natomiast siła ściskająca połączenie przenoszona jest przez ścinanie warstwy kleju pomiędzy pasem a metalową wkładką opierającą się na tulei. Warto zwrócić przy tym uwagę na to, że wkładka nie może mieć mniejszej wysokości niż średnica tulei, gdyż siła rozciągająca odrywałaby pasy od wkładki, co następnie uniemożliwiłoby przenoszenie siły ściskającej. W roz-

wiązaniu tym pojawia się problem niepewności, które włókna są obciążone i w jakim stopniu. Jeśli bowiem założymy, że połączenie jest obciążone np. siłą rozciągającą, to jest oczywiste, że obciążone są wewnętrzne włókna, opierające się bezpośrednio o tuleję. Nie jest jednak oczywiste, jakim obciążeniom poddawane są włókna zewnętrzne. Opierają się one bowiem na spoiwie, które jest elastyczne.

18.3. Wybrane rozwiązania konstrukcji skrzydła z materiałów kompozytowych

Na koniec warto przedstawić przykłady rozwiązań jednej z najpopularniejszych kompozytowych konstrukcji lotniczych, jaką jest skrzydło. Pokrycie skrzydeł kompozytowych zwykle wykonywane jest jako przekładkowe. Dzięki temu jest ono zwykle tak sztywne, że nie stosuje się wewnątrz żadnych żeber normalnych. Jedyne żebra występujące w konstrukcji takiego skrzydła to żebra zamykające oraz żebra siłowe wprowadzające obciążenia skupione.

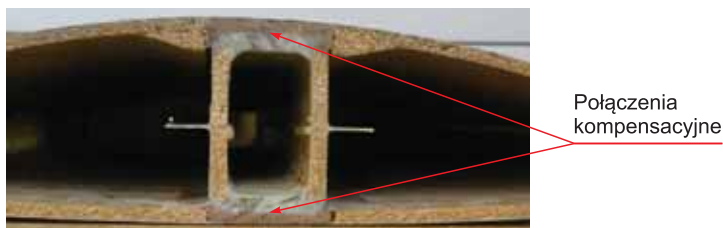
Na rysunku 18.12 widać szczegóły konstrukcji krawędzi natarcia dwóch sztywów. Wypełniacz pokrycia przekładkowego jest zeszlifowany pod kątem jeszcze przed krawędzią, w związku z czym sama krawędź ma strukturę laminarną. Dolne i górne pokrycie są na krawędzi natarcia sklezione na zakładkę. Widoczna na rys. 18.12b piankowa ścianka służy do podpierania wewnętrznej wargi zakładki. Klej łączący obydwie części pokrycia jest bowiem stosunkowo gęsty. Nierówno nałożony może wargę odginać w trakcie klejenia. W efekcie w miejscach, gdzie nałożono cieńszą warstwę kleju, mogą pojawiać się niedoklejenia, a te z kolei są skrajnie niebezpieczne ze względu na ciśnienie spiętrzenia występujące w opływie na krawędzi natarcia skrzydła. Szczelina w tej krawędzi może spowodować gwałtowny wzrost ciśnienia wewnątrz kesonu i rozerwanie go [119].



Rys. 18.12. Przykłady zakładkowej konstrukcji krawędzi natarcia w skrzydle kompozytowym

Obydwa przedstawione rozwiązania mają wspólną wadę. W trakcie sklejania część kleju jest wyciskana w postaci wypływek. Wypływkę wewnętrzną usunąć się nie da i zwiększa ona masę konstrukcji. Wypływkę zewnętrzną trzeba obciąć i zeszlifować. Niestety, w obydwu przypadkach pojawia się ona dokładnie na nosku profilu. W związku z czym szlifowanie zmienia nieco, w sposób losowy, geometrię tej części profilu, która ma największy wpływ na jego właściwości. Rozwiązaniem tego problemu może być przesunięcie szwu pod nosek profilu. Utrudnia to jednak układanie tkanin przy wykonywaniu górnego pokrycia.

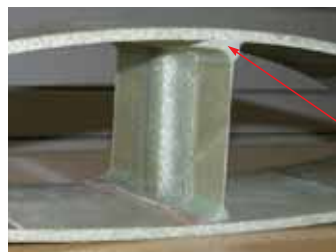
Na rysunku 8.13 przedstawiono jedną z najbardziej popularnych konstrukcji dźwigara. Jest on wykonywany z dwóch części: górnej i dolnej. Każda z części wykonywana jest w jednej operacji technologicznej w foremniku o kształcie litery U. Sklejane są one ze sobą w płaszczyźnie obojętnej dźwigara wywinętymi na zewnątrz półkami ścianek. Proporcje wysokości do szerokości pasów dźwigara wynikają z możliwości transmisji obciążeń przez spoiwo. Im dalej od ścianki znajduje się włókno, tym słabiej jest obciążone. W związku z tym przy konstrukcji jednościankowej dopuszcza się proporcje 5:1, a przy dwuściankowej 10:1. Ścianki omawianego dźwigara wykonane są jako przekładkowe, dzięki czemu nie wymagają żadnych dodatkowych elementów zabezpieczających przed wyboczeniem. Największą wadą tego rozwiązania jest niepewność co do grubości skleiny ścianek dźwigara. W każdym produkowanym seryjnie szybowcu grubość ta może być inna, w związku z tym pomiędzy pokryciem skrzydła a dźwigarem znajduje się gruba warstwa kleju, która mogłaby skompensować zbyt grubą lub zbyt cienką warstwę kleju między półkami dźwigara.



Rys. 18.13. Dźwigar skrzynkowy

Na rysunku 8.14 przedstawiony jest dźwigar o kształcie dwuteownika z trójkątnymi pasami i laminarną ścianką. Cały dźwigar powstaje w jednym foremniku. Wysokość tego dźwigara jest ściśle określona przez wymiary foremnika, w związku z tym warstwa kleju kompensująca niedokładności wykonania może być znacznie cieńsza. Kompensuje bowiem tylko różnicę grubości piankowego wypełniacza pokryć. Cienkie laminarne ścianki tego dźwigara są wrażliwe na wyboczenie, muszą więc być usztywnione stosunkowo gęsto rozmieszczonymi omegówkami. Jedną z nich jest widoczna na zdjęciu. Warto zauważyć, że środki ciężkości obydwu

pasów leżą na przedłużeniu ścianki. Gdyby tak nie było, to ścianka podlegałaby zginaniu, które mogłoby doprowadzić do jej pęknięcia w okolicy pasa.



Połączenia kompensacyjne

Rys. 18.14. Dźwigar belkowy

Na rysunku 18.15. przedstawiono skrzydło skorupowe, w którym rolę pasów dźwigara spełnia znacznie pogrubione pokrycie. Pogrubienie to wykonane jest z wielu warstw tkaniny modułowej, tzn. takiej, w której znacznie więcej włókien występuje wzdłuż rozpiętości skrzydła niż wzdłuż cięciwy. Końce pogrubienia podparte są przekładkowymi ściankami, wykonanymi z desek drewna balsa oklejonych obustronnie okładzinami z kompozytu szklano-epoksydowego. Również i w tym rozwiązaniu ścianki łączą górną i dolną skorupę w sposób kompensacyjny. Do dolnej skorupy przyklejone są kompozytowe korytka, które wypełniono klejem i w które wciśnięto ścianki w trakcie montażu.

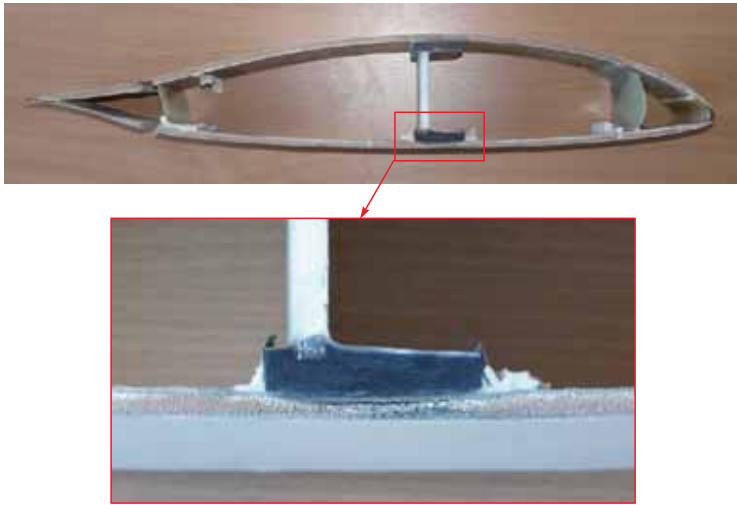
Drewno balsa w tym rozwiązaniu wykorzystano również jako wypełniacz dla przekładkowego pokrycia.



Połączenia kompensacyjne

Rys. 18.15. Dźwigar z pasem rozmytym (*Deutsches Museum Flugwerft, Schleissheim*)

Na rysunku 18.16. pokazano konsekwencje próby połączenia pokryć przekładkowych z dźwigarem za pośrednictwem zbyt cienkiej kompensacyjnej warstwy kleju. Jak widać na powiększeniu, wypełniacz dolnego pokrycia został zgnieciony i popękał. W tym miejscu nie może on już przenosić obciążeń pomiędzy okładzinami przekładkowego pokrycia.



Rys 18.16. Uszkodzenia wypełniacza przekładkowego pokrycia w wyniku próby montażu skrzydła ze zbyt cienką kompensacyjną warstwą kleju pomiędzy dźwigarem a pokryciem

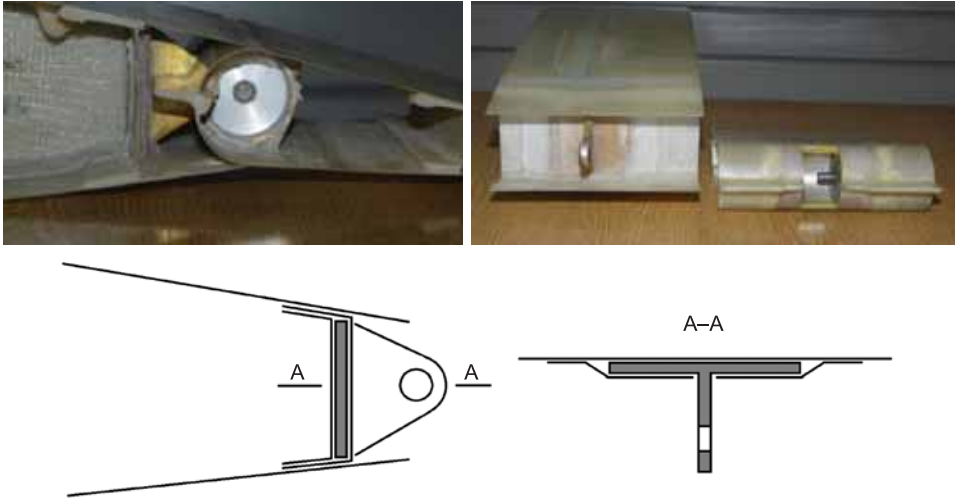
Na rysunku 18.17 przedstawiono ścianki zamykające keson skrzydła. W obydwu przypadkach są one laminarne i tak zlokalizowane, aby półki były rozchylone na zewnątrz. W przeciwnym razie ścianki takiej nie dałoby się wyjąć z jednoczęściowego foremnika. Różnica pomiędzy obydwoma rozwiązaniami polega na tym, że w skrzydle po prawej stronie wykorzystano rozbieżność obrysu profilu, natomiast w skrzydle po lewej stronie sfazowanie wypełniacza piankowego. Problem ten dotyczy zarówno konstrukcji kompozytowych, jak i metalowych. Choć tych drugich w mniejszym stopniu.



Rys. 18.17. Ścianka zamykająca

Na rysunku 18.18 przedstawiono zawias steru wysokości szybowca PW-5. Analogiczne zawiasy zastosowano w konstrukcji zawieszenia lotek. Warto zwrócić uwagę na fakt, że nieruchoma część zawiasu jest przyklejana do ścianki jesz-

cze przed przyklejeniem jej do pokrycia. Dzięki temu tkaniny, którymi oklejony jest zawias, przyklejone są nie tylko do pionowej części ścianki, ale również do jej półek. Pozwala to przenosić obciążenia bezpośrednio z zawiasu na pokrycie. Pomimo tego w miejscu, w którym przyklejono zawias, znajduje się również żebro.



Rys. 18.18. Zawias punktowy steru wysokości szybowca PW-5

Na rysunku 18.19 przedstawiono konstrukcję liniowego zawiasu elastycznego, utworzonego z górnego pokrycia skrzydła. Rozwiązanie to pozwala zachować gładką i pozbawioną szczelin górną powierzchnię skrzydła. Niestety, zawias tego typu pozwala lotce nie tylko na obroty, ale również na przemieszczanie się do góry i do dołu bez obrotu. Drugim problemem omawianej tu konstrukcji jest długość tylnej dolnej wargi uszczelniającej szczelinę. Jeśli jest ona zbyt krótka, to przy dużym wychyleniu lotek może wyskoczyć na zewnątrz dolnego pokrycia, blokując lotkę. Zdarzenie takie może mieć katastrofalne skutki [263].

Na zakończenie warto jeszcze zwrócić uwagę na konstrukcję krawędzi spływu w skrzydłach kompozytowych, która jest znacznie prostsza niż w skrzydłach metalowych. Na rysunkach 18.20 i 18.21 przedstawiono dwie koncepcje konstrukcji tego elementu. W obydwu przypadkach wypełniacze przekładkowych pokryć zostały zeszlifowane pod ostrym kątem. Przy czym w pierwszym przypadku sfazowanie zaczyna się i kończy w tej samej odległości od krawędzi spływu. W drugim natomiast górne pokrycie kończy się znacznie bliżej krawędzi spływu niż dolne. W obydwu przypadkach górne i dolne pokrycie sklezione są grubą warstwą kleju. Konstrukcja taka pozwala na uzyskanie krawędzi spływu o stosunkowo niewielkiej grubości. Z grubością tą nie można jednak przesadzać, gdyż zbyt cienka krawędź spływu może się łatwo kruszyć, a także być przyczyną wielu skażeń w trakcie eksploatacji.



Rys. 18.19. Liniowy zawias elastyczny i krawędź spływu skrzydła kompozytowego



Rys. 18.20. Liniowy zawias elastyczny i krawędź spływu skrzydła kompozytowego



Rys. 18.21. Krawędź spływu skrzydła kompozytowego

BIBLIOGRAFIA

- [1] Chodorowski J., Ciszewski A., Radomski T., „Materiałoznawstwo lotnicze”, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2003
- [2] Borzyszkowski J., „Problemy wyboru materiałów stosowanych w konstrukcjach płatowców”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 26, nr 82–83, 1980
- [3] Godzimirski J., „Współczesne i przyszłe materiały konstrukcyjne”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 55, nr 199, 2009
- [4] Przepisy CS 22 <https://www.easa.europa.eu/regulations> (odczyt: 01.04.2020)
- [5] Przepisy CS 23 <https://www.easa.europa.eu/regulations> (odczyt: 01.04.2020)
- [6] Przepisy CS 25 <https://www.easa.europa.eu/regulations> (odczyt: 01.04.2020)
- [7] Skarbiński A., „Technologia budowy szybowców”, WKŁ, Warszawa 1969
- [8] Karliński W., Szachnowski W., „Badania porównawcze stali wysokowytrzymałych N18K9M5TPr i 30HGSNA”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 41, nr 142, 1995
- [9] Polmear I.J., St. John D., „Light Alloys”, Butterworth-Heinemann, Burlington, 2005
- [10] Dymek S., „Nowoczesne stopy aluminium do przeróbki plastycznej”, Wydawnictwa AGH, Kraków 2012
- [11] Feld M., „Obróbka skrawaniem stopów aluminium”, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa 1984
- [12] Karliński W., Szachnowski W., „Badania stopu aluminium gatunku PA7”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 41, nr 142, 1995
- [13] Grigoriew W., Gołdowski P., „Nitowanie konstrukcji ze stopów lekkich”, Wydaw. Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa 1957
- [14] Ciesielski M., Jachimowicz J., Kajka R., Krysztofik J., Szachnowski W., „Analytical and experimental stress field image in a rivet joint”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 51, nr 180, 2005
- [15] Kuczmaszewski J., „Technologia śmigłowców. Teoria i technika klejenia”, Wydawnictwa Uczelniane Politechniki Lubelskiej, Lublin 1990
- [16] Zatyka H., Garścia J., „Metoda wykonywania złączy klejono-zgrzewanych z zastosowaniem klejów konstrukcyjnych utwardzanych na gorąco”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 12, nr 28, 1966
- [17] Kwiatkowski M., „Pewien sposób określenia własności fizykomechanicznych złącza klejowego elementów metalowych na podstawie oceny wyników pomiarów”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 13, nr 30, 1967
- [18] Garścia J., Zatyka H., „Parametry technologiczne procesu zgrzewania poprzez warstwę kleju w postaci błonki”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 14, nr 34, 1968
- [19] Zatyka H., „Badanie szczelności złączy klejono-zgrzewanych”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 15, nr 37, 1969

- [20] Karny M., „On the Aerospace-grade Adhesives Shear Strength Testing with ASTM D5656 Test as an Example”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 65, nr 255, 2019
- [21] Kerner K., „Alodystynowanie – nowa metoda obróbki powierzchniowej aluminium i jego stopów”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 3, nr 3, 1957
- [22] Krajewski S., „Wytwarzanie powłok ochronnych na aluminium z kąpeli zawierających kwas fluoro-wodorowy, chromowy i fosforowy. Przyczynek do poznania mechanizmu procesu. Anodowanie blach duralowych platerowanych z roztworów kwasu siarkowego w podwyższonej temperaturze”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 6, nr 12, 1960
- [23] Krukowski Z., „Kompleksowa ochrona przed korozją samolotów i śmigłowców lotniczych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 34, nr 114–115, 1988
- [24] Pietruszka J., „Comparative fatigue tests of aluminum alloy skin samples”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 51, nr 180, 2005
- [25] Kocańda D., „Fatigue investigations of aluminium alloys in the military university of technology”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 51, nr 180, 2005
- [26] Janik B., „Zastosowanie stopów magnezu w lotnictwie”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 57, nr 221, 2011
- [27] Horne D., „Aircraft production technology”, Cambridge University Press, Cambridge, 1986
- [28] Chachurski R., Głowacki P., Kozakiewicz A., Rowiński A., Szczeciński J., Szczeciński S., „Luzy wierzchołkowe turbin silników lotniczych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 55, no. 199, 2009
- [29] High Temp Metals, dostępne online <https://www.hightempmetals.com/techdata.php> (odczyt: 27.06.2020)
- [30] Chun-Yung Niu M., „Composite Airframe Structures”, Conmilit Press, Hong Kong, 1992
- [31] Jones R.M., „Mechanics of Composite Materials”, Taylor and Francis, Philadelphia, 1999
- [32] Jancelewicz B., „Podstawy konstrukcji lotniczych z kompozytów polimerowych”, Wydawnictwo ITWL, Warszawa 2000
- [33] Boczkowska A., Kapuściński J., Lindemann Z., Witemberg-Perzyk D., Wojciechowski S., „Kompozyty”, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2003
- [34] Boczkowska A., Krzesiński G., „Kompozyty i techniki ich wytwarzania”, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2016
- [35] Bucki L., „Zjawiska związane z ujemnym wpływem wody na tworzywa poliestrowe wzmocnione włóknem szklanym i ich badania”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 14, nr 35, 1968
- [36] Roliński J., „Obliczenie belek cienkościennych z tworzyw sztucznych wzmocnionych włóknem szklanym”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 15, nr 39, 1969
- [37] Stafiej W., „Obliczanie dźwigara laminatowego”, *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, nr 3, 1973
- [38] Butt-Hussaim A., „Ocena metod badań statycznych podstawowych własności mechanicznych tworzyw zbrojonych włóknem szklanym”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 18, nr 52, 1972
- [39] Butt-Hussaim A., „O pewnej możliwości projektowania sztywności kompozytu hybrydowego”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 27, nr 85, 1981
- [40] Butt-Hussaim A., Krena J., „Nieliniowa sprężystość jednokierunkowych kompozytów polimerowo-węglowych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 36, nr 120, 1990
- [41] Kielkiewicz R., Szachnowski W., „Odporność na pękanie oraz wytrzymałość pozorna na ścinanie międzywarstwowe jako kryteria oceny kompozytu węglowego”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 41, nr 142, 1995
- [42] Freundlich J., Jachimowicz J., Osiński J., „Obliczanie konstrukcji kompozytowych z zastosowaniem MES”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 43, nr 149–150, 1997
- [43] Dębski M., Gołoś K., Dębski D., „Węzły kompozytowe ustrojów nośnych – badania wytrzymałości statycznej i zmęczeniowej”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 45, nr 158, 1999

- [44] Pierzchanowski K., „Konstrukcja i technologia projektowania struktury elementu sprężystego”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 46, nr 160, 2000
- [45] Osiński J., Wołęjsza Z., Żach P., „Ocena energochłonności struktur warstwowych”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 48, nr 168–169, 2002
- [46] Szumański A., „Modelowanie uszkodzeń w strukturach kompozytowych”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 48, nr 168–169, 2002
- [47] Dębski D.K., Dębski M.A., Gołoś K.M., „Composite joints of aerostructures”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 48, nr 170–171, 2002
- [48] Ernst S., Krysztofik J., Szachnowski W., Szot A., „Physical and chemical, phenomena at the crack front II. Composite materials, pressures and stresses”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 48, nr 170–171, 2002
- [49] Dębski M.A., Gołoś K.M., Dębski D.K., „Fracture of composite joints of aero structures”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 49, nr 172–173, 2003
- [50] Jironc J., „CS-23 composite aircraft category – certification Basis VZLU – CAACZ Cooperation”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 50, nr 179, 2004
- [51] Baron A., „The certification process of I-23 ‘Manager’ aircraft”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 50, nr 179, 2004
- [52] Ruzek R., „Certification approaches for primary airframe structure repairs using composite materials”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 50, nr 179, 2004
- [53] Szelań D., „Institute of Aviation activity in design and testing of composite structures”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 50, nr 179, 2004
- [54] Szóstka J., „Strength calculations and diagnostics of composite structures”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 50, nr 179, 2004
- [55] Jironic J., Simek P., „Present composite structure testing in VZLU – static, durability and residual strength testing of composite wing demonstrator with hygrothermal behavior”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 50, nr 179, 2004
- [56] Kafka V., „Study of composite patch repair efficiency using stress mapping”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 50, nr 179, 2004
- [57] Nowosielska K., Kowalczyk P., „Wykrywanie, lokalizacja i identyfikacja uszkodzeń w wysokowytrzymałych konstrukcjach kompozytowych”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 54, no. 194–195, 2008
- [58] Haintze K., „Computer Methods in Optimalization of Fiber Composites Structure”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 55, nr 200, 2009
- [59] Latałski J., Georgiades F., Warminski J., „Mode Shapes Variation of a Composite Beam with Piezoelectric Patches”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 218, 2011
- [60] Monoach E., Mitura A., Samborski S., Warmiński J., „Vibration and Damage Detections of Composite Beams with Defects”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 218, 2011
- [61] Czajkowska K., Szelań D., Lorenc Z., Czarnocki P., „Odporność laminatu węglowo-epoksydowego na zmęczeniowy rozwój rozwarstwień w warunkach ISP”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 221, 2011
- [62] Szelań D., Czajkowska K., Lorenc Z., Czarnocki P., „Modyfikacja procedury wyznaczania zależności Parisa-Ergodena dla laminatu węglowo-epoksydowego w warunkach i sposobu pęknięcia”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 221, 2011
- [63] Szelań D., Bajurko P., Czarnocki P., „Modelowanie numeryczne rozwoju delaminacji w warunkach obciążeń cyklicznych”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 221, 2011
- [64] Guzikowski R., „Weryfikacja eksperymentalna odporności na rozwarstwienie kompozytu z osłoną antypiorunową”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 62, nr 243, 2016
- [65] Waśniewski B., „Duroplasty oraz termoplasty wysokotemperaturowe w prepegach jako osłony kompozytów węglowych do wytwarzania struktur lotniczych”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 62, nr 243, 2016

- [66] Zdębski S., „Przegląd rozwiązań strukturalnych w zakresie ochrony struktur kompozytowych przed uderzeniem pioruna”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 243, 2016
- [66] Sałacińska A., „Przegląd wymaganych badań fizycznych do kwalifikacji materiałów kompozytowych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 243, 2016
- [67] Dobrzański P., „Modelowanie strefy kohezynnej”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 243, 2016
- [68] Bajurko P., „Numeryczna i eksperymentalna analiza rozwoju delaminacji wyboczeniowych w warunkach obciążeń quasi-statycznych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [70] Bajurko P., „Wyznaczanie otworu ekwiwalentnego dla uszkodzeń poudarowych na podstawie badań wytrzymałości resztkowej”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [71] Bobrowska M., Barcikowski M., „Ocena uszkodzeń udarowych rur kompozytowych wykonanych metodą nawijania i zaprojektowanych według metody tablicowej”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [72] Chatys R., Szafran K., „Wpływ technologicznych aspektów wytwarzania włóknistych materiałów kompozytowych przy wtłaczaniu żywicy pod ciśnieniem do wnętrza formy”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [73] Guzikowski R., „Wpływ opasania rowingu szklanego wokół tulei wężła mocowania łopaty śmigłowca na wytrzymałość statyczną dźwigara”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [74] Jaśkiewicz R., „Analiza wpływu parametrów procesu wiercenia na jakość uzyskiwanych otworów i właściwości mechaniczne kompozytów węglowych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [75] Jaśkiewicz R., Stepniowska A., „Praktyczne zastosowanie metodyki FAA do przyklejania próbek kompozytowych, do testów kwalifikacji materiału”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [76] Jaśkiewicz R., Stepniowska A., „Metodyka wyznaczania wyników odstających dla testów wytrzymałościowych kompozytów”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [77] Kaczorowska E., „Dobór procesu kondycjonowania próbek zgodnie z wymaganiami kwalifikacji kompozytów polimerowych do zastosowań w konstrukcjach lotniczych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [78] Kaczorowska E., „Porównanie metod testowania wytrzymałości kleju na odrywanie dla różnych sposobów przygotowania powierzchni próbek”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, no. 244, 2016
- [79] Karny M., „Połączenia klejone w strukturach kompozytowych – metodyka badań”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [80] Karny M., „Wpływ klimatyzowania na wytrzymałość kompozytu węglowego na naciski”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [81] Osmęda A., „Porównanie wyników analiz numerycznych i prób wytrzymałościowych demontarora struktury lotniczej”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [82] Sałacińska A., „Analiza wpływu grafenu na właściwości kompozytów węglowo-epoksydowych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [83] Stepniowska A., „Wpływ wybranych parametrów na poprawność przeprowadzania badań zawartości składników stałych w materiale kompozytowym”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [84] Szymański R., „Proces budowy ‘Master Modelu’ do produkcji foremników dla części kompozytowych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 244, 2016
- [85] Bobrowska M., Barcikowski M., „Dependence of the damage area on impact energy in filament – wound composite tubes”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 245, 2016
- [86] Kozaczuk K., „Automated fiber placement systems overview”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 245, 2016

- [87] Krauze W., „Modern process of composite structures manufacturing based on CAD definition of the composite”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 245, 2016
- [88] Wilk J., „Numerical modelling of fatigue delamination growth in laminates under model I loading conditions using VCCT”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 245, 2016
- [89] Wilk J., „Development and implementation of a testing method for the characterization of interlaminar delamination propagation in laminates under fatigue mode I loading conditions”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 245, 2016
- [90] Wiśniewski A., Sałacińska A., Szymański R., Kunikowska A., „Manufacturing of composites samples with graphene”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 245, 2016
- [91] Wiśniewski A., Sałacińska A., Wilk J., „Impact testing of carbon fiber-epoxy resin composite with graphene”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 245, 2016
- [92] Wiśniewski A., Sałacińska A., Wilk J., „Compression after impact testing of carbon-epoxy resin composites samples with graphene”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 245, 2016
- [93] Bobrowska M., Barcikowski M., Rybczyński R., „Research of dependence of the damage area on tow width on filament-wound composite tubes”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 63, no. 246, 2017
- [94] Sokołowski M., „Process of preparing and laying carbon prepregs”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 63, nr 246, 2017
- [95] Karny M., „The influence of the fastener hole preparation method on the fastener pull-through process in a carbon composite”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 63, nr 246, 2017
- [96] Szymański R., „Quality control process of manufactured composite structures”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 63, nr 246, 2017
- [97] Chatys R., Stefańska A., Piernik K., Stefański K., „Estimation of Strength Parameters of Aviation Products Made of Polymer Composites Based on Markov Chain Theory”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 63, nr 247, 2017
- [98] Szymański R., Zięba M., „Manufacturing and Testing of Carbon Composite Samples Intended for Aviation”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 63, nr 248, 2017
- [99] Löffelmann F., „Stress Distribution Investigation at the Tapered Sandwich Endings”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 63, nr 249, 2017
- [100] Bajurko P., Dobrzański P., „Experimental Verification of Numerical Calculations with the Use of Digital Image Correlation”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 64, nr 251, 2018
- [101] Jaśkiewicz R., „Implementation of Automatic Sample and Composite Element Cutting Technologies”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 64, nr 251, 2018
- [102] Dobrzański P., „Bonding of high temperature thermoplastic carbon composites with resistance welding technique”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 64, nr 252, 2018
- [103] Bajurko P., „Modelling of the Aerospace Structure Demonstrator Subcomponent”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 65, nr 254, 2019
- [104] Jędral A., „Review of Testing Methods Dedicated for Sandwich Structures with Honeycomb Core”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 65, nr 255, 2019
- [105] Michalski M., Krauze W., „Influence of Honeycomb Core Stabilization on Composite Sandwich Structure Geometry”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 65, nr 256, 2019
- [106] Karny M., „Determination of In-Plane Shear Properties of Laminate with V-Notch Rail Shear Test and Digital Image Correlation”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 65, nr 256, 2019
- [107] Bona A., „Theoretical and experimental review of applied mechanical tests for carbon composites with thermoplastic polymer matrix”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 65, nr 257, 2019
- [108] Jaśkiewicz R., „Comparison of composite laminates machining methods and its influence on process temperature and edge quality”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 65, nr 257, 2019
- [109] Kuliński P., „Kompensacja deformacji cieplnych struktur kompozytowych z preimpregnatów”, rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska, Warszawa 2004

- [110] Galińska A., „Material Models Used to Predict Spring-in of Composite Elements: a Comparative Study”, *Applied Composite Materials*, vol. 24, Issue 1, pp. 159–170, 2017
- [111] Galińska A., „Relaxation of process-induced stresses in composite parts – Mixed experimental-numerical approach”, *Engineering Transactions*, vol. 66, Issue 2, pp. 111–128, 2018
- [112] Galińska A., „Compensation of process-induced deformations of double-curved carbon-epoxy composite elements”, *Polymer Composites*, vol. 40, Issue 9, pp. 3666–3677, 2019
- [113] Osmęda A., „Measurements of strain induced by chemical shrinkage in polymer composites”, *Journal of Polymer Engineering*, vol. 36, Issue 4, pp. 431–440, 2016
- [114] Osmęda A., „An Engineering Approach to Modelling Process-Induced Deformations of Double-Curved Composite Elements”, *Composites Theory and Practice*, vol. 15, Issue 2, pp. 66–71, 2015
- [115] Galińska A., „Mechanical joining of fibre reinforced polymer composites to metals – a review. Part I: Bolted joining”, *Polymers*, vol. 12, issue 10, 2020, dostępne online: <https://www.mdpi.com/2073-4360/12/10/2252> (17.11.2020)
- [116] Galińska A., Galiński C., „Mechanical joining of fibre reinforced polymer composites to metals – a review. Part II: Riveting, clinching, non-adhesive form-locked joints, pin and loop joining”, *Polymers*, vol. 12, issue 8, 2020, dostępne online: <https://www.mdpi.com/2073-4360/12/8/1681> (odczyt: 15.08.2020)
- [117] Filipiak J., Kędzierski J., Świtkiewicz R., „Złącze do wprowadzania elementu przenoszącego siłę skupioną w powłokę kompozytową”, Patent nr 146658, Urz. Patentowy PRL
- [118] Świtkiewicz R., Bakunowicz J., Czarnocki P., Frączek W., Kustroń K., Pleciński P., „Wysokoobciążone struktury hybrydowe w konstrukcjach lotniczych z kompozytów polimerowych”, Sprawozdanie z Projektu Badawczego Nr 5T12C04525, 2006, nie publikowane.
- [119] Kędzierski J., Lasek M., Makowski T., Rożyński J., „Raport końcowy, wypadek, zdarzenie nr: 224/06”, Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych, 2007, dostępne online: <https://docplayer.pl/40201557-M-i-n-i-s-t-e-r-s-t-w-o-t-r-a-n-s-p-o-r-t-u-panstwowa-komisja-badania-wypadkow-lotniczych-wypadek-zdarzenie-nr-224-06.html> (odczyt: 31.03.2020)
- [120] Ohrloff N., Horst P., „Feasibility study of the Application of GLARE Materials in Wide Body Aircraft Fuselages”, Proceedings of the 13th International Chapter Conference of the Society for the Advancement of Material and Process Engineering, Hamburg, Germany, May 11–13, pp. 131–143, 1992
- [121] Шекунов Е.П., „Основы технологического членения конструкции самолета”, Машиностроение, 1968
- [122] Jezierski J., „Analiza tolerancji”, Wydawnictwa Naukowo Techniczne, Warszawa 1973
- [123] Crikmoore P., „Combat Legend SR-71 Blackbird”, Airlife, Hong Kong 2002
- [124] Goodall J., Miller J., „Lockheed’s SR-71 ‘Blackbird’ Family”, Midland Publishing, Hinckley 2002
- [125] Wiślicki T., „Technologia budowy płatowców”, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa 1964
- [126] Szczepiński W., „O analizie dokładności ustawiania przyrządów do montażu płatowców”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 4, nr 7, 1958
- [127] Brzoska Z., „Wytrzymałość Materiałów”, PWN, Warszawa 1980
- [128] Bijak-Żochowski M., Jaworski A., Krzesiński G., Zagrajek T., „Wytrzymałość konstrukcji. Tom 1”, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2004
- [129] Megson T., „Aircraft structures for engineering students”, Butterworth-Heinemann, Oxford 2007
- [130] Błazewicz W., „Budowa samolotów – obciążenia”, Wydawnictwo Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1976
- [131] Danilecki S., „Konstruowanie samolotów – wyznaczanie obciążeń”, Wydawnictwa Politechniki Wrocławskiej, Wrocław 2004
- [132] Howe D., „Aircraft Loading and Structural Layout”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston 2004
- [133] Benaouali A., Kachel S., „An automated CAD/CAE integration system for the parametric design of aircraft wing structures”, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 55, Issue 2, pp. 447–459, 2017

- [134] Kachel S., „Optimization of wing parameters to achieve minimum weight at defined aerodynamic loads”, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, vol. 51, Issue 1, pp. 159–170, 2013
- [135] Benaouali A., Kachel S., „Multidisciplinary design optimization of aircraft wing using commercial software integration”, *Aerospace Science and Technology*, vol. 92, pp. 766–776, 2019
- [136] Kachel S., „The Parametric Optimization of Structure Mass of Swept Wing in Compliance to Stiffness and Strength Boundary Conditions”, *Solid State Phenomena*, vol. 198, pp. 692–697, 2013
- [137] Benaouali A., Rogólski R., Kachel S., „Structural sizing for the weight estimation of a very light aircraft wing”, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 232(14), pp. 2681–2687, 2018
- [138] Roskam J., „Airplane Design. Part III. Layout design of cockpit, fuselage, wing and empennage: cutaways and inboard profiles”, DARCorporation, Lawrence 2018
- [139] Galiński C., „Wybrane zagadnienia projektowania samolotów”, Wydawnictwo Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2017
- [140] Fleisher S., Ryś M., „Hawker Hurricane”, cz. 1, AJ Press, Gdańsk 1998
- [141] Mielnikowa B., Szaniewski S., „Badania zmian lepkości nitrocelonów w zależności od jakości nitrocelulozy rozpuszczalników oraz lepkości początkowej”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 3, nr 3, 1957
- [142] Młodecki J., „Uniepialnianie nitrocelonów lotniczych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 3, nr 3, 1957
- [143] Szaniewski S., Krawczyk J., „Próba zastosowania tworzywa poliamidowego do pokrycia płócien lotniczych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 3, nr 3, 1957
- [144] Mielnikowa B., Szaniewski S., „Badanie przyczyn powstawania otworków w nitrocelulozowych powłokach naniesionych na płótno oraz ustalenie technologii pokryć bezdziurkowych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 3, nr 3, 1957
- [145] Mielnikowa B., Łukasiewicz J., „Porównawcze badania powłok lakierowych uzyskanych z produktów krajowych i importowanych, zawierających żywice syntetyczne”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 3, nr 3, 1957
- [146] Mielnikowa B., Szaniewski S., „Badanie powłok lakierowych na metalu i drewnie”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 3, nr 3, 1957
- [147] Stafiej W., Rodzewicz M., Borkowski P., Hejduk H., Latuszek M., Roszak J., Wymysłowski P., „Obliczenia stosowane przy projektowaniu szybowców”, Politechnika Warszawska, 2000, <https://itlims-zsis.meil.pw.edu.pl/pomoce/BIPOL/stafiej.pdf> (odczyt: 17.03.2020), <https://dokumen.tips/documents/obliczenia-stosowane-przy-projektowaniu-szybowcow.html> (odczyt: 17.03.2020)
- [148] Łapiński Z., „Analiza wytrzymałościowa jednolitych skrzydeł skośnych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 6, nr 11, 1960
- [149] Brzoska Z., „Statyka i stateczność konstrukcji prętowych i cienkościennych”, PWN, Warszawa 1961
- [150] Bijak-Zochowski M., Jaworski A., Krześciński G., Zagrajek T., „Wytrzymałość konstrukcji”, tom 2, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2004
- [151] Bruhn E.F. „Analysis and Design of Flight Vehicle Structures”, Tri-State Offset Company, 1973
- [152] Chun-Yung Niu M., „Airframe Structural Design”, Conmilit Press, Hong Kong 2006
- [153] Kuhn P., „Stress in Aircraft and Shell Structures”, McGraw-Hill Book Company, New York 1956
- [154] Hertel H., „Leichtbau”, Springer, Berlin 1960
- [155] Scanlan R.H., Rosenbaum R., „Aircraft Vibration and Flutter”, Macmilan Company, USA 1951
- [156] Laudański L.M., „Aeroelastyczność płatowca”, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2012
- [157] Krzymień W., „Identyfikacja nieliniowych drgań konstrukcji lotniczych”, Wydawnictwo Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2019
- [158] Bossak M., Pietrucha J., Potkański W., „Metoda prostych rezonansowych badań szybowców”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 18, nr 49, 1972

- [159] Wolf J., „Badanie sprężystego skrzydła”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 19, nr 56, 1973
- [160] Nowak M., Potkański W., „Metodyka analizy flatteru samolotów lekkich”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 22, nr 65, 1976
- [161] Lenort F., „Obliczanie współczynnika tłumienia przy pomocy przekształcenia Fouriera”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 35, nr 118, 1989
- [162] Lenort F., „Dyskretne przekształcenie Fouriera o dużej rozdzielczości, dla małych częstości w zastosowaniu do analizy modalnej drgań samolotów”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 35, nr 118, 1989
- [163] Chajec W., „Uwzględnianie mas elementów układu sterowania w obliczeniach flatteru”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 39, nr 132–33, 1993
- [164] Pietruszka J., „Zagadnienia ‘whirl-flutter’ w budowie samolotów”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 39, nr 132–133, 1993
- [165] Chajec I.W.C., „Zależność od wysokości obliczeniowej prędkości krytycznej flatteru szybowców”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 39, nr 135, 1993
- [166] Dul F.A., „Modele aerodynamiki w symulacyjnej analizie flatteru samolotów”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 40, nr 136, 1994
- [167] Lenort F., „Metoda identyfikacji własności flatterowych samolotu w locie”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 40, nr 139, 1994
- [168] Lenort F., „Jak liczyć szybciej szybką transformatę Fouriera – metodą rekurencyjną”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 42, nr 146, 1996
- [169] Lenort M., „Metoda analizy czasowo-częstotliwościowej sygnałów niestacjonarnych”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 45, nr 157, 1999
- [170] Lenort F., „Analiza czasowo-częstotliwościowa sygnałów niestacjonarnych z przykładami zastosowań”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 46, nr 162–163, 2000
- [171] Lenort F., Niepokólczycki A. „Application of the Correlation Function for Determination of Damping During In-Flight Flutter Tests”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 51, nr 183, 2005
- [172] Potkański W., Lorenc Z., Szelaż D., „LCO Calculations Compared with Wind Tunnel Experiment for 2D Flutter Model”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 54, nr 193, 2008
- [173] Faflik-Brooks A., „An Investigation of Nonlinear Aeroelasticity in Aircraft Wings”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 55, nr 200, 2009
- [174] Wiśniowski W., „Badania rezonansowe obiektów latających – metody i analiza wyników”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 56, nr 209, 2010
- [175] Wiśniowski W., „Próby rezonansowe – nowe zastosowania”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 214, 2011
- [176] Wiśniowski W., „Szytywność i utrata sztywności konstrukcji lotniczych”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 214, 2011
- [177] Niepokólczycki A., „Opracowanie metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flatterowych w locie – studium realizacji projektu”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 220, 2011
- [178] Chajec W., „Przegląd metod obliczeniowej analizy flatteru na przykładzie samolotu I-23”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 220, 2011
- [179] Niepokólczycki A., „Aktualne metody i procedury badań flatterowych w locie”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 220, 2011
- [180] Niepokólczycki A., „Próby flatterowe samolotu ORKA”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 220, 2011
- [181] Krzymień W., „Dynamicznie podobne modele samolotów i ich rola w badaniach właściwości aeroelastycznych”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 220, 2011
- [182] Krzymień W., „Tłumienie konstrukcyjne drgań własnych lekkich płatowców”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 220, 2011

- [183] Krzymień W., „Nieliniowości częstotliwości drgań rezonansowych lekkich płatowców”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 57, nr 220, 2011
- [184] Królikowski R., Lenort F., Niepokólczycki A., „Szybka estymacja parametrów stanu dynamicznego samolotu w czasie badań w locie”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 57, nr 220, 2011
- [185] Rychlik M., Niezgódka M., Hausa H., Kotecki K., „Opracowanie komputerowej geometrii CAD modelu samolotu do badań flatterowych z zastosowaniem technik Reverse Engineering”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 57, nr 220, 2011
- [186] Kotecki K., Hausa H., Gołuchowski G., Niezgódka M., Roszak R., Stankiewicz W., Rychlik M., Morzyński M., Nowak M., „Budowa numerycznego modelu strukturalnego do obliczeń aerosprężystych dla modelu flatterowego samolotu”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 57, nr 220, 2011
- [187] Roszak R., Rychlik M., Stankiewicz W., Kotecki K., Hausa H., Morzyński M., Nowak M., „Metoda numerycznej analizy aerosprężystości”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 57, nr 220, 2011
- [188] Królikowski R., Lenort F., Niepokólczycki A., „Demonstracja metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie badań w tunelu aerodynamicznym”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 57, nr 220, 2011
- [189] Chajec W., Dziubiński A., „Obliczenia flatteru prostokątnego płata ze sterem za pomocą MSC Nastran, ZONA ZAERO i ANSYS Fluent – porównanie z wynikami w tunelu aerodynamicznym”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 62, nr 243, 2016
- [190] Abbott I.H., Von Denhoff A.E., „Theory of Wing Section”, Dover Publications Inc., New York 1959
- [191] Anderson J.D., „Aircraft Performance and Design”, McGraw-Hill, Singapore 2001
- [192] Raymer D.P., „Aircraft Design: a conceptual approach”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston 2006
- [193] Torenbeek E., Wittenberg H., „Flight Physics”, Springer, Heidelberg 2009
- [194] Boguszewicz P., Sala S., „Bird Strike – czyli zderzenie z ptakiem”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 57, nr 213, 2011
- [195] Goraj Z., Kustroń K., „Review of current research trends in bird strike and hail impact simulations on wing leading edge”, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 90, nr 4, pp. 602–612, 2018
- [196] Murawski T., „Monografia szybowca Mucha wraz z obliczeniami”, Ośrodek Kształcenia Umysłu, Warszawa 2013
- [197] Gretz yngier R., Musiałkowski L., „De Havilland Mosquito”, cz. 1, AJ Press, Gdańsk 2006
- [198] Murawski T., „SZD-56 Diana”, Nakładem własnym, Warszawa 2017
- [199] Cynk J.B., „Samolot Bombowy PZL P-37 Łoś”, WKŁ, Warszawa 1990
- [200] Bernad D., Braniewski B., Cynk J.B., Glass A., Kopański T.J., „PZL.37 Łoś”, AJ Press, Gdańsk 2006
- [201] Сутугин Л.И., „Основы проектирования самолетов”, Оборонгиз, Москва 1945
- [202] Teisseyre J., „Projektowanie samolotów. Cz. 2, Szczegółowe dane założeniowe do projektu”, PWN, Poznań 1954
- [203] Misztal F., „Projekt wstępny samolotu: wstępny projekt konstrukcyjny. Płatowiec”, PWN, Warszawa 1958
- [204] Sołtyk T., „Polska myśl techniczna w lotnictwie 1919–1939 i 1945–1965”, WKŁ, Warszawa 1983
- [205] Sołtyk T., „Amatorskie projektowanie samolotów”, Wydawnictwo Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2006
- [206] Шульженко М.Н., „Конструкция самолетов”, Машинностроение, Москва 1971
- [207] Сумеркiewicz R., „Budowa samolotów”, WKŁ, Warszawa 1982
- [208] Nowiński J., „Teoria dźwigarów cienkościennych zbieżnych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 1, nr 1, 1951
- [209] Nowiński J., „Wpływ zamocowania zupełnego na naprężenia w dźwigarze zginanym”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 1, nr 1, 1951

- [210] Lamparski J., „Wyznaczenie naprężeń krytycznych dla wycinków powłok walcowych znajdujących się w stanie plastycznym”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 18, nr 50, 1972
- [211] Jach J., Kwiatkowski M., „Niektóre problemy przy opracowywaniu procesu technologicznego wykonawstwa rdzenia komórkowego z papieru syconego i z folii aluminiowej”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 14, nr 35, 1968
- [212] Gruin I., Poniński W., Kielkiewicz R., „Syciwa i kleje do wytwarzania rdzeni komórkowych z papieru syconego”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 14, nr 35, 1968
- [213] Czarnocki P., Świtkiewicz R., „Konstrukcje przekładkowe – wypełniacz komórkowy z kompozytów polimerowych”, *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, nr 11, pp. 9–13, 1979
- [214] Romanów F., „Wpływ ilości składników Fouriera na dokładność obliczeń naprężeń krytycznych w ścinanych płytach przekładkowych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 17, nr 46, 1971
- [215] Kwiatkowski M., „Wykonawstwo krzywoliniowych rdzeni komórkowych metodą obróbki nie rozciągniętego pakietu”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 14, nr 33, 1968
- [216] Wilson F.W., Prange W.R., „Tooling for Aircraft and Missile Manufacture”, McGraw-Hill, New York 1964
- [217] Nowiński J., „Zginanie zakrzywionej rury cienkościennej zaopatrzonej we wręgi”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 1, nr 1, 1951
- [218] Lipka J., Butt-Hussaim A., „Osiowo-symetryczne konstrukcje cienkościenne”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 9, nr 22, 1963
- [219] Lipka J., Butt-Hussaim A., „Pomocnicze rozwiązania do obliczeń złożonych konstrukcji cienkościennych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 9, nr 22, 1963
- [220] Dębski M., Dębski D., „Wybrane zagadnienia wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji lotniczych”, Wydawnictwo Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2014
- [221] Dębski D., Dębski M., Gołoś K., Kaźmierski J., „Fatigue analysis tools of aerostructures”, Wydawnictwo Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2018
- [222] Buch A., „Wpływ procesu zmęczenia na wytrzymałość, wydłużenie, opór elektryczny i mikrotwardość. Korelacja pomiędzy granicą zmęczenia, wskaźnikami wytrzymałości na rozciąganie, skręcanie i podwójne ścinanie w normalnych i podwyższonych temperaturach”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 5, nr 9, 1959
- [223] Łapiński Z., „Zagadnienie zmęczenia w konstrukcjach lotniczych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 7, nr 14, 1961
- [224] Sandauer J., „Statystyczna metoda wyznaczania obciążeń sztywnego samolotu w burzliwej atmosferze”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 7, nr 15, 1961
- [225] Borzyszkowski J., „Badanie żywotności konstrukcji samolotu PZL-104 Wilga-3”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 17, nr 47, 1971
- [226] Czaporowski K., „Ocena wpływu drgań na zmęczenie struktury płatowca”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 39, nr 134, 1993
- [227] Dębski M., „Hipoteza wyczerpania materiału do obliczeń wytrzymałości zmęczeniowej nitowanych konstrukcji lotniczych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 40, nr 137, 1994
- [228] Dębski M., Gołoś K., „Komputerowe wspomaganie modelowania widma obciążeń samolotu”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 42, nr 146, 1996
- [229] Dębski M.A., Spsychalski K., „Zarys prac z zakresu wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji prowadzonych w Instytucie Lotnictwa w okresie 1975–1997”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 43, nr 151, 1997
- [230] Dębski M.A., Gołoś K.M., „Ocena zużycia zmęczeniowego samolotu w eksploatacji”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 43, nr 151, 1997
- [231] Dorn E., Kaniowski J., „Metodyka interpretowania wyników badań zmęczeniowych w oparciu o analizy fraktograficzne”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 45, nr 159, 1999

- [232] Niepokólczycki A., „Prognozowanie naprężeń dynamicznych w obciążonych akustycznie elementach konstrukcji”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 45, nr 159, 1999
- [233] Kaniowski J., „Badania zmęczeniowe złożonych konstrukcji na przykładzie skrzydła samolotu”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 45, nr 159, 1999
- [234] Dębski M., Gołoś K., Dębski D., „Koncepcja ciągłej oceny zużycia zmęczeniowego struktur nośnych samolotów”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 46, nr 162–163, 2000
- [235] Dębski M., Gołoś K., Dębski D., „Redukcja cyklu obciążenia zmęczeniowego do cyklu równoważnego – hipoteza redukcji obciążeń D-G-D”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 46, nr 162–163, 2000
- [236] Dębski D.K., Dębski M.A., Gołoś K.M., „New limit curves of the complex stress – state fatigue strength”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 48, nr 170–171, 2002
- [237] Wlazło J., „M28-05 airplane empennage fatigue test realization”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 49, nr 172–173, 2003
- [238] Pietruszka J., „Fatigue test of full scale braced wing and wing carry-through structure of a commuter aircraft”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 49, nr 172–173, 2003
- [239] Pietruszka J., „Full scale fatigue tests of the commuter aircraft undercarriage made of high strength low-alloy steel”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 49, nr 172–173, 2003
- [240] Kaniowski J., Szala J., „Analysis of fatigue cracks propagation in complex structures”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 49, nr 172–173, 2003
- [241] Dębski M.A., Gołoś K.M., Dębski D.K., „Reduction a fatigue load cycle to equivalent cycle – D-G-D Load Reduction’s Hypothesis”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 49, nr 172–173, 2003
- [242] Dębski M.A., Gołoś K.M., Dębski D.K., „Idea of continuous fatigue estimation of airplanes lifting structures”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 49, nr 172–173, 2003
- [243] Kłysz S., „The influence of overloads on fatigue crack growth in aircraft materials”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 49, nr 172–173, 2003
- [244] Kłysz S., „Modification of wheeler retardation model to improve fatigue crack growth description”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 49, nr 172–173, 2003
- [245] Nowakowski M., Krzonkalla J., Zgrzywa F., „In-flight testing of real-life strains in airframes of TS-11 Iskra and PZL-130 Orlik airplanes and the Mi-14PS helicopter”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 49, nr 172–173, 2003
- [246] Pietruszka J., „Full-scale fatigue testing of a braced wing and a wing-carry-through structure of a commuter aircraft – next stage of the research”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 50, nr 179, 2004
- [247] Pietruszka J., „Fatigue test of the wing flap control system lever”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 51, nr 180, 2005
- [248] Szałkowski S., „Fan-Cowl A318 hinge fitting and latch housing static and fatigue tests”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 51, nr 180, 2005
- [249] Nowakowski M., Krzonkalla J., „Flight testing of actual loads on the Su-22M4 aircraft, using the KAM-500 system”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 51, nr 180, 2005
- [250] Kłysz S., „Analysis of selected issues of construction steel low cycle fatigue”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 51, nr 180, 2005
- [251] Kłysz S., „Selected methods of fatigue tests and analyses of structural elements fatigue durability evaluation”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 51, nr 180, 2005
- [252] Dębski M.A., Dębski D.K., Gołoś K.M., „Hypothesis of Loads Cycle Reduction to Equivalent Fatigue Cycle”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 51, nr 183, 2005
- [253] Dębski M.A., Dębski D.K., Gołoś K.M., „Continuous Estimation of Airplane Load-Bearing Structures Fatigue”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 51, nr 183, 2005
- [254] Socha G., „Nowa metoda wczesnego wykrywania i monitorowania kumulacji uszkodzeń stali konstrukcyjnych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 53, nr 189, 2007

- [255] Balicki W., Chachurski R., Szczeciński S., „Zmęczenie niskocyklowe konstrukcji i jego minimalizacja”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 55, nr 199, 2009
- [256] Szafran K., Delas N., „Accumulation of fatigue microdefects – entropy interpretation”, *Fatigue of Aircraft Structures*, vol. 10, pp. 104–116, 2018
- [257] Borzyszkowski J., „Problemy konstrukcyjno-wytrzymałościowe szyb współczesnych samolotów”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 20, nr 60, 1974
- [258] Kłysz S., „Strength and fatigue testing of aircraft canopy acrylic sheets (PMMA)”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 51, nr 180, 2005
- [259] Łaziński J., „Wpływ odkształcalności wręg na rozkład naprężeń w cylindrycznej konstrukcji skorupowej”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 9, nr 18, 1963
- [260] Kachel S., Kozakiewicz A., „Metody prognozowania rozwoju obiektu na etapie projektowania statków powietrznych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 56, nr 206, 2010
- [261] Sołtyk T., „Błędy i doświadczenia w konstrukcji samolotów”, WKŁ, Warszawa 1986
- [262] Niezgodna T., Małachowski J., Leski A., „Numeryczna analiza wpływu karbów konstrukcyjnych na stan naprężenia w krytycznych elementach samolotu”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 46, nr 162–163, 2000
- [263] Glass A., Murawski T., „Polskie Szybowce 1945–2011. Problemy rozwoju”, Wydawnictwo SCG, Bielsko-Biała 2012
- [264] Pajno V., „Sailplane Design”, Macchione Editore, Varese 2006
- [265] Glass A., „Szybowce – historia rozwoju”, ELAY-SCG, Bielsko-Biała 2016
- [266] Murawski T., „Szybowce kompozytowe Jantar Standard – technologia i obliczenia”, Nakład własny, Warszawa 2019
- [267] Katunin A., „Aircraft Structures. Mechanics, Design, and Maintenance”, Wydawnictwo Politechniki Śląskiej, Gliwice 2019
- [268] Van Eekelen A.J., „Review and Selection of Methods for Structural Reliability Analysis”, Delft University Press, Delft 1997.
- [269] Klimczyk W., Goraj Z., „Robust design and optimization of UAV empennage”, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 89, Issue 4, pp. 609–619, 2017
- [270] Kardymowicz A., „Rozwiązania konstrukcyjne mocowania usterzeń szybowców”, *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, nr 7, 1974
- [271] Figat M., „Nienormatywne obciążenia statecznika pionowego samolotu pasażerskiego w locie i lądowanie ich skutków”, *Rozprawa doktorska*, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2009
- [272] Hesri J., Maryniak J., „Symulacja numeryczna wpływu oblodzenia powierzchni nośnych samolotu na charakterystyki aerodynamiczne i parametry dynamiczne”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 39, nr 135, 1993
- [273] Maryniak J., „Wpływ intensywnego obładzania samolotu w czasie wznoszenia w chmurach na zmiany charakterystyk aerodynamicznych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 46, nr 161, 2000
- [274] Frant J.M., Kowaleczko G., Sobieraj W., „Doświadczalne charakterystyki profilu lotniczego z modelowanym oblodzeniem”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 47, nr 167, 2001
- [275] Chachurski R., „Zagrożenia oblodzeniem lotniczych silników tłokowych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 55, nr 199, 2009, dostępne online: https://ilot.edu.pl/prace_ilot/?spis_zeszytow/199_2009/18.html (odczyt: 24.03.2020)
- [276] Chachurski R., „Zagrożenia oblodzeniem lotniczych silników turbinowych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 55, nr 199, 2009, dostępne online: https://ilot.edu.pl/prace_ilot/?spis_zeszytow/199_2009/04.html (odczyt: 24.03.2020)
- [277] Chachurski R., Waślicki P., „Wykrywanie i sygnalizacja oblodzenia statków powietrznych”, *Prace Instytutu Lotnictwa*, vol. 57, nr 213, 2011, dostępne online: https://ilot.edu.pl/prace_ilot/?spis_zeszytow/213_2011/08.html (odczyt: 24.03.2020)

- [278] Chachurski R., Waślicki P., „Instalacje przeciwołodziennowe i odladzające statków powietrznych”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 213, 2011, dostępne online: https://ilot.edu.pl/prace_ilot/?spis_zeszytow/213_2011/09.html (odczyt: 24.03.2020)
- [279] Goraj Z., „An Overview of the De-icing and Anti-icing Technologies with Prospects for the Future”, Proceedings of 24th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 29 August-3, September 2004, Yokohama, Japan, dostępne online: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2004/PAPERS/547.PDF (odczyt 24.03.2020)
- [280] DeAnna R.G., Mehregany M., Roy S., Zakar E., „Micro fabricated Ice-Detection Sensor”, NASA Technical Memorandum 107432, proceedings of Smart Structures and Materials Conference, San Diego, California, March 2–6, 1997
- [281] N.N. „Pomiary płatów prostokątnych z klapami, slotami i hamulcami powietrznymi”, przedwojenne niewydane Prace Instytutu Aerodynamicznego Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1939, dostępne online: <https://bcpw.bg.pw.edu.pl/dlibra/publication/2482/edition/2483/pomiary-platew-prostokatnych-z-klapami-slotami-i-hamulcami-powietrznymi?language=pl> (odczyt: 24.03.2020)
- [282] Kudva J.N. „Overview of the DARPA Smart Wing Project”, Journal of Intelligent Material Systems and Structures 2004, 15, pp. 261–267
- [283] Wagg D., „Adaptive Structures: Engineering Applications”, John Wiley&Sons, Chichester, 2007
- [284] Amiryants G., Ishmuratov F., Malyutin V., Timohin V., „Selectively Deformable Structures for Design of Adaptive Wing Smart Elements”, proceedings of 27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 19–24 September 2010, Nice, France, dostępne online: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2010/PAPERS/243.PDF (odczyt: 24.03.2020)
- [285] Klimczyk, W., Goraj, Z., „Analysis and optimization of morphing wing aerodynamics”, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol. 91, issue 3, 2019, pp. 538–546.
- [286] Ćwikła A., „Lotnicze zastosowania materiałów inteligentnych”, Prace Instytutu Lotnictwa, vol. 57, nr 211, dostępne online https://ilot.edu.pl/prace_ilot/?spis_zeszytow/211_2011/04.html (odczyt: 24.03.2020)
- [287] Misztal F., „Założenia konstrukcyjne i obliczenia w budowie samolotów. Wyposażenie pokładowe i urządzenia sterownicze”, PWN, Warszawa 1953
- [288] Van der Weerd R., „Pilot-Induced Oscillation Suppression Methods and their Effect on Large Transport Aircraft Handling Qualities”, Delft University Press, Delft 2000
- [289] Rudlicki J., „Urządzenie sterowe do płatowców”, Patent PL 15938 B1, Urząd Patentowy Rzeczypospolitej Polskiej, 1932
- [290] Fink A., Kolesnikov B., Wilmes H., „Hybrid Titanium Composite Material Improving composite structure coupling”, Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing 2005, 10–12 May 2005, Noordwijk, The Netherlands
- [291] Tomaszewicz J., Czarnocki P., „Wing-to-fuselage attachment fitting for composite airframes – Experimental and finite element analysis”, Composites Theory and Practice vol. 16, nr 2, pp. 61–66, 2016

Oficyna Wydawnicza PW jest wydawnictwem największej polskiej uczelni technicznej – Politechniki Warszawskiej, prowadzącej działalność naukowo-dydaktyczną na 58 kierunkach studiów.



Publikacje wydawnictwa są dostępne w bibliotekach i księgarniach na terenie Politechniki Warszawskiej oraz innych uczelni, a także księgarniach technicznych na terenie całego kraju. Pełna oferta wydawnicza jest prezentowana na stronie internetowej:

www.wydawnictwopw.pl

Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej prowadzi sprzedaż:

- stacjonarną – w księgarniach OWPW
– Gmach Główny Politechniki Warszawskiej
przy Placu Politechniki 1
– ul. Noakowskiego 18/20
- internetową – <http://www.wydawnictwopw.pl>
- wysyłkową – tel. 22 234-75-03
fax 22 234-70-60
e-mail: oficyna@pw.edu.pl

ISBN 978-83-8156-115-0



9 788381 561150