

# ŚMIGŁOWCE EKSPERYMENTALNE – LATAJĄCE LABORATORIA NA BAZIE ŚMIGŁOWCA IS-2

mgr inż. **Konrad ROMAN**  
Politechnika Lubelska

*W publikacji przedstawiono rozwojową wersję śmigłowca IS-2 z zespolonym układem napędowym. Scharakteryzowano niezbędne modyfikacje standardowego śmigłowca oraz ich wpływ na osiągi maszyny. Dodatkowo omówiono problematykę lotu śmigłowca ze złożonym układem napędowym.*

## 1. WPROWADZENIE

Podczas prac badawczych nad nowymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi, biura konstruktorskie często wykorzystują istniejące już konstrukcje lotnicze. Lekkie śmigłowce wykorzystywane są często przy próbach badawczych ze względu na swoje zalety:

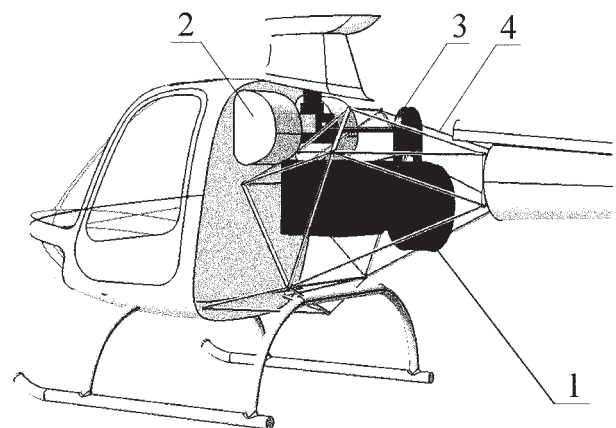
- niskie koszty wytwarzania,
- niskie koszty użytkowania,
- prostota budowy.

Niskie koszty przeprowadzania prób w locie stanowią główną zaletę lekkich śmigłowców. W porównaniu z większymi maszynami, przy tych samych nakładach finansowych instytucji badawczych, wykorzystując śmigłowce o małych kosztach użytkowania można przeprowadzić o większą liczbę testów na ziemi oraz w powietrzu. Doświadczenie zebrane podczas lotów eksperymentalnych stanowi największy kapitał w inżynierii lotniczej.

Dodatkowo śmigłowiec IS-2 posiada typ strukturalny kadłuba w postaci układu kratownicowo-dźwigarowego, o dużej liczbie węzłów. Budowa taka odznacza się szeroką gamą wprowadzania zmian strukturalnych w kadłubie, co stanowi ogromną zaletę w perspektywie wprowadzania poważnych modyfikacji w główne układy śmigłowca.

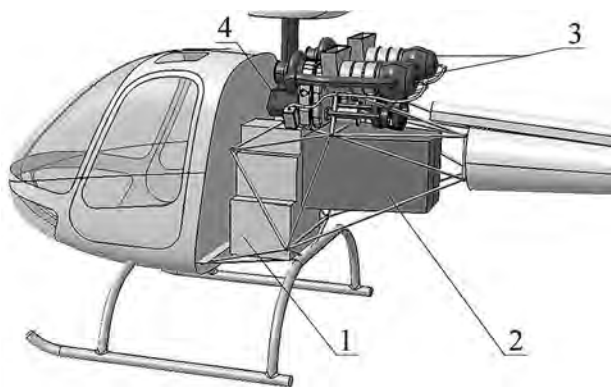
## 2. ANALIZA MOŻLIWOŚCI ADAPTACJI IS-2 JAKO LATAJĄCEGO LABORATORIUM

Śmigłowiec IS-2 jest lekkim, dwumiejscowym śmigłowcem napędzany 4-cylindrowym silnikiem tłokowym. Jednostka napędowa umieszczona jest w centralnej części kadłuba. Moment obrotowy przekazywany jest do jednostopniowej przekładni głównej za pomocą przekładni pasowej, z wbudowanym mechanizmem napinania pasa, który pełni rolę sprzęgła. Zbiorniki paliwa umieszczone są po obu stronach przekładni głównej [1].



**Rys. 1.** Uproszczony schemat układu napędowego IS-2: 1 – silnik tłokowy; 2 – zbiorniki paliwa; 3 – kratownica; 4 – układ przeniesienia napędu

Podczas lotów badawczych mających na celu testowanie nowych rozwiązań konstrukcyjnych, śmigłowiec eksperymentalny będzie potrzebował moc przewyższającą możliwości standardowej 120 kW jednostki napędowej. Na potrzeby latającego laboratorium oraz wersji rozwojowych śmigłowca przewiduje się zabudowanie dwóch silników turbinowych.



Rys. 2. Koncepcja zabudowy dwóch silników turbinowych oraz zbiorników paliwa: 1 – zbiornik paliwa; 2 – przestrzeń ładunkowa; 3 – silniki turbinowe; 4 – przekładnia główna

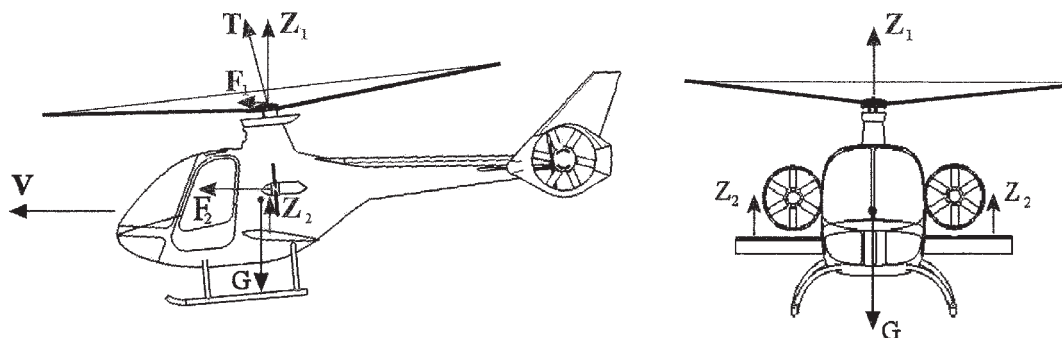
Projekt koncepcyjny zakłada umieszczenie silników turbinowych po obu stronach przekładni głównej. Powiększony zbiornik paliwa zostanie umieszczony pod przekładnią główną, w osi obrotu wirnika nośnego oraz środka ciężkości śmigłowca, aby zmiany ilości paliwa miały jak najmniejszy wpływ na wyważenie śmigłowca. Pusta przestrzeń pozostała po silniku tłokowym może być wykorzystana jako przestrzeń do przewożenia ładunku lub aparatury pomiarowej, służącej podczas lotów eksperymentalnych. Standardowa przekładnia główna maszyny wprowadza odgraniczenie w przenoszeniu mocy do 152 kW. Wymusza to przydławienie mocy dwóch jednocześnie pracujących silników i jednocześnie stwarza możliwość oddławiania mocy wraz ze wzrostem wysokości (do wartości maksymalnej 152 kW), dzięki czemu niezauważalny może być wpływ wysokości lotu na moc silników.

### 3. CHARAKTERYSTYKA ŚMIGŁOWCA Z ZESPOLONYM UKŁADEM NAPĘDOWYM

Śmigłowiec z zespolonym układem napędowym jest to hybryda złożona z podzespołów występujących oddzielnie w różnych statkach powietrznych. W skład zespolonego układu napędowego śmigłowca wchodzi:

- wirnik nośny z systemem równoważenia momentu reakcyjnego,
- dodatkowe powierzchnie nośne,
- dodatkowy ciąg wytwarzany przez śmigła lub silniki odrzutowe.

Zespolone układy napędowe nazywane są również kombinowanymi, złożonymi lub układami compound [2].



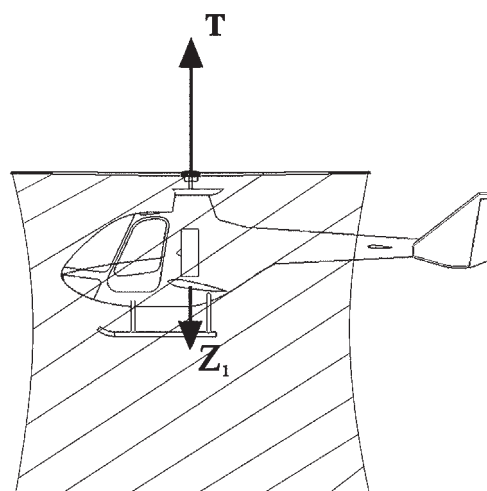
Rys. 3. Ogólna zasada działania śmigłowca z kombinowanym układem napędowym:  $V$  – prędkość lotu;  $T$  – ciąg wirnika nośnego;  $Z_1$  – siła nośna na wirniku nośnym;  $F_1$  – siła ciągu na wirniku nośnym;  $Z_2$  – siła nośna na skrzydle;  $F_2$  – siła ciągu dodatkowych śmigieł;  $G$  – ciężar śmigłowca

Śmigłowiec z zespolonym układem napędowym, ze względu na występowanie dodatkowych urządzeń napędowych oraz sterujących, posiada możliwość wykonywania manewrów niemożliwych do wykonania dla śmigłowców z napędem klasycznym. Poszerzony zbiór manewrów wpływa na pojawienie się sytuacji niebezpiecznych związanych z ekstremalnym wykorzystaniem śmigłowca z napędem zespolonym.

Śmigłowiec w czasie lotu znajduje się w kilku charakterystycznych fazach:

- zawis i lot pionowy,
- wznoszenie i opadanie,
- rozpędzanie śmigłowca,
- lot z dużą prędkością postępową.

Dla śmigłowca wyposażonego w skrzydło lot pionowy oraz zawis są specyficznymi stanami lotu, ze względu na wzajemne oddziaływanie między sobą ruchomych oraz stałych powierzchni nośnych. Projektowymi warunkami pracy skrzydła jest powietrze opływające wzdłuż profilu płata z dużymi prędkościami napływu. Aby skrzydło spełniało swoje zadanie, musi poruszać się z określoną prędkością postępową w otaczającym powietrzu. Natomiast podczas zawisu oraz lotu pionowego śmigłowca skrzydło pracuje na kątach natarcia bliskich  $90^\circ$ , z zatem w zakresie pełnego oderwania. Zachodzi wtedy zjawisko dociążania wirnika nośnego przez skrzydło, czyli powstawania na skrzydle siły powiększającej wartość ciągu wirnika nośnego.



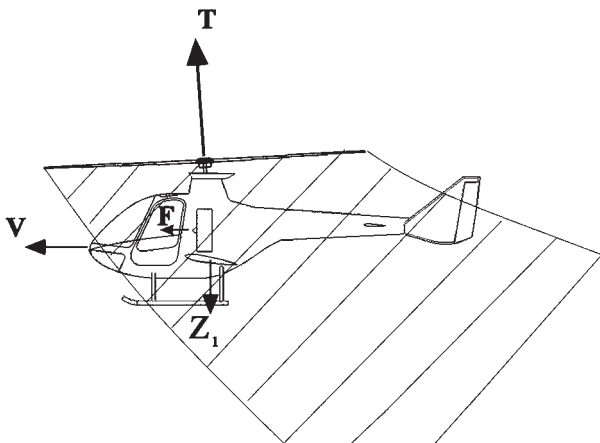
Rys. 4. Lot pionowy śmigłowca compound:  $T$  – ciąg wirnika nośnego;  $Z_1$  – siła na skrzydle, wg [2]

Następnym charakterystycznym etapem lotu śmigłowca jest lot poziomy podzielony na trzy fazy:

- lot z małą prędkością postępową,
- lot ze średnią prędkością postępową,
- lot z dużą prędkością postępową.

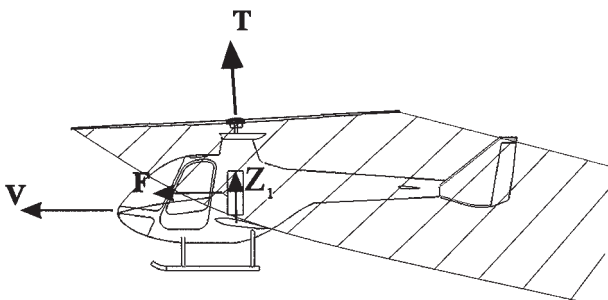
Podział na fazy lotu poziomego dokonany jest w zależności od prędkości lotu, ponieważ od niej zależy rodzaj współpracy wirnik-skrzydło. Należy zwrócić uwagę na obecność skrzydła w śladzie wirowym pozostawionym przez wirnik nośny.

Pierwszy etap lotu, ze względu na pozostanie skrzydła w strefie zawirnikowej, podobny jest do zawisu. Prędkość postępową jest zbyt mała, aby skrzydło wyszło z cienia śladu wirowego, ponieważ kąt odchylenia strugi zawirnikowej jest zbyt mały. Dlatego skrzydło pracuje na bardzo dużych kątach natarcia, dociążając dodatkowo wirnik nośny.



Rys. 5. Lot poziomy z małą prędkością:  $T$  – ciąg wirnika nośnego;  $Z_1$  – siła na skrzydle;  $V$  – prędkość postępową;  $F$  – ciąg śmigła, wg [2]

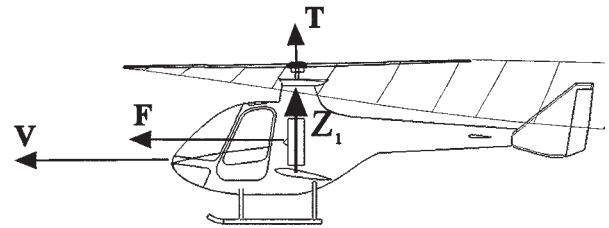
Kolejnym charakterystycznym punktem jest faza lotu, w której skrzydło wychodzi z cienia zawirnikowego. Oznacza to, że skrzydło zaczyna być opływane przede wszystkim wzdłuż swojego profilu, czyli kąty natarcia zaczynają przyjmować swoje nominalne wartości. Od tego momentu skrzydło zaczyna częściowo odciążać wirnik nośny.



Rys. 6. Lot poziomy ze średnią prędkością lotu:  $T$  – ciąg wirnika nośnego;  $Z_1$  – siła na skrzydle;  $V$  – prędkość postępową;  $F$  – ciąg śmigła, wg [2]

Przy coraz większym zwiększaniu prędkości to skrzydło przejmuje część odpowiedzialności za wytwarzanie siły nośnej. Podczas lotów z dużą prędkością pracuje ono na nominalnych kątach natarcia. Dodatkowy ciąg sprawia, że kąty pochylenia kadłuba są o wiele mniejsze niż w śmigłowcach wyposażonych tylko w dodatkowe skrzydło. Spowodowane jest to małym wychyleniem płaszczyzny

wirowania łopaty wirnika nośnego, gdyż nie musi on wytwarzać poziomej składowej siły ciągu do uzyskiwania prędkości postępowej. Jednocześnie kąt odchylenia strug zawirnikowych nie jest duży, więc skrzydło pracuje poza śladem zawirnikowym i w znacznej mierze odciąża wirnik.

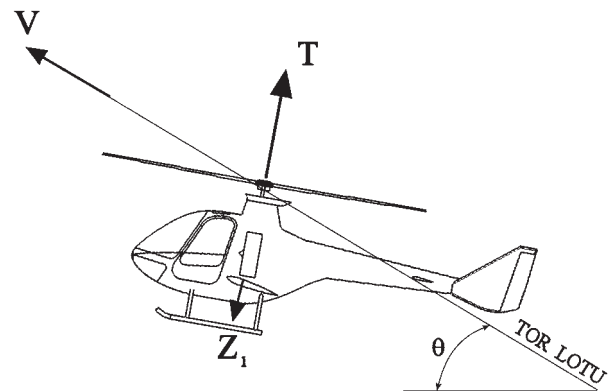


Rys. 7. Lot poziomy z dużymi prędkościami lotu:  $T$  – ciąg wirnika nośnego;  $Z_1$  – siła na skrzydle;  $V$  – prędkość postępową;  $F$  – ciąg śmigła, wg [x]

Jednym ze stanów lotu wyróżniającym śmigłowca z napędem kombinowanym od klasycznego śmigłowca jest lot wznoszący. Śmigłowca compound może realizować dwa typy wznoszenia:

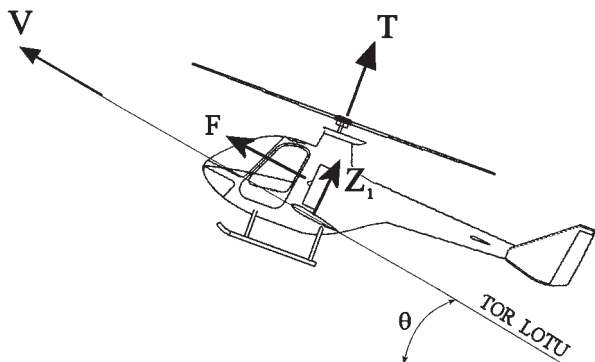
- śmigłowcowy,
- ze wspomaganiami samolotowym.

Pierwszy rodzaj wznoszenia charakterystyczny jest dla klasycznych śmigłowców oraz śmigłowców wyposażonych w pomocnicze skrzydło. W tym przypadku dociążenie skrzydła może niekorzystnie wpłynąć na pracę wirnika nośnego. Jeżeli wirnik nośny w locie poziomym pracuje w pobliżu nośności krytycznej, w locie wznoszącym skrzydło może spowodować zerwanie strug na łopatach wirnika nośnego. Ryzyko zjawiska wzrasta wraz ze wzrostem prędkości wznoszenia. Wznoszenie tego typu jest charakterystyczne dla śmigłowców klasycznych.



Rys. 8. Wznoszenie śmigłowca compound:  $T$  – ciąg wirnika nośnego;  $V$  – prędkość lotu;  $Z_1$  – siła na skrzydle;  $\theta$  – kąt toru lotu; wg [2]

Drugi rodzaj wznoszenia jest możliwy tylko dla śmigłowców z compound z dodatkowym ciągiem marszowym. Samolotowy typ wznoszenia realizowany jest dla dużych prędkości lotu. W tym przypadku wytwarzanie dodatkowej siły nośnej przejmuje skrzydło oraz ciąg pomocniczy.



Rys. 9. Wznoszenie ze wspomaganie samolotowym śmigłowca compound:  $T$  – ciąż wirnika nośnego;  $V$  – prędkość lotu;  $Z_1$  – siła na skrzydle;  $F$  – siła ciągu marszowego;  $\theta$  – kąt toru lotu; wg [2]

Następnym stanem lotu wymagającym omówienia jest opadanie śmigłowca compound. Tutaj również można zauważyć wzajemne oddziaływanie na siebie układu wirnik-skrzydło. Szczególnie niebezpiecznymi fazami lotu dla śmigłowca compound jest autorotacja oraz opadanie na większych prędkościach. Podczas opadania śmigłowcowego, bez dodatkowego ciągu, skrzydło pracuje na dużych kątach natarcia. Oznacza to znaczne odciążenie wirnika nośnego oraz wraz z odchyleniem wektora ciągu wirnika nośnego do tyłu może skutkować zakłóceniem równowagi prędkości obrotowej wirnika nośnego. Ponadto zerwanie strug na skrzydłach przy dużych siłach nośnych może spowodować asymetrię powstawania obciążeń i w rezultacie zakłócenie równowagi poprzecznej kadłuba. Dodatkowo przy dużych prędkościach opadania, elementy łopatek mogą pracować w śladzie wirowym skrzydła, co może prowadzić do powstawania nierównomiernego rozkładu obciążeń lokalnych na łopatkach [2].

Podsumowując specyficzne stany lotu śmigłowca compound, należy zwrócić uwagę na możliwość wystąpienia niebezpiecznych sytuacji podczas lotu, związanych z wzajemnym oddziaływaniem na siebie układu wirnik-nośny-skrzydło. Do sytuacji niebezpiecznych, szczególnie na śmigłowcu z przegubową głowicą wirnika nośnego, w jaką jest wyposażony eksperymentalny śmigłowiec IS-2, należą fazy lotu w których może nastąpić zbyt duże odciążenie wirnika nośnego. Do niebezpiecznych faz lotu można zaliczyć: strome opadanie autorotacyjne na dużych prędkościach lotu, gwałtowne zadarcie śmigłowcem oraz manewr tzw. górki, czy gwałtownego zwiększenia wysokości lotu wraz z wyhamowaniem a następnie strome opadanie wraz z rozpędzeniem maszyny. W wyżej opisanych sytuacjach może nastąpić utrudnienie lub wręcz brak możliwości sterowania śmigłowcem oraz niedopuszczalny spadek obrotów wirnika nośnego. W momencie utraty odpowiedniej wartości ciągu na wirniku nośnym, z powodu bardzo dużego odciążenia wirnika przez skrzydło, wirnik nośny traci możliwość generowania odpowiednich momentów sterujących. Aby zapobiec sytuacji niebezpiecznym możliwe są rozwiązania powodujące:

- zmniejszenie siły nośnej powstającej na skrzydle,
- wprowadzenie dodatkowego systemu sterowania niezależnego od wartości ciągu wirnika nośnego.

Aby zmniejszyć siłę nośną na skrzydle stosuje się konstrukcję skrzydeł z możliwie małymi krytycznymi kątami natarcia i małymi maksymalnymi współczynnikami siły

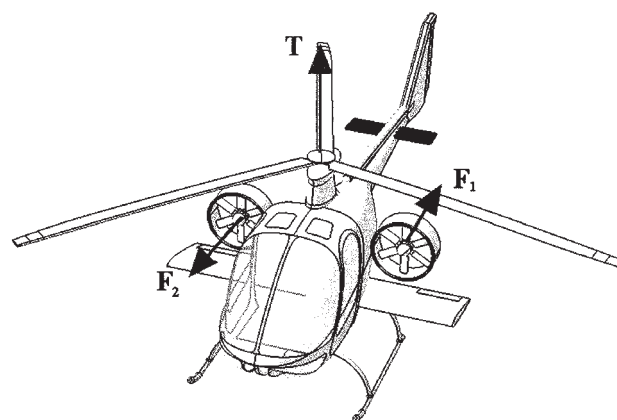
nośnej oraz wyposażonymi w odpowiednie mechanizmy zmniejszające maksymalną nośność skrzydła, takie jak: turbulizatory czy klapolotki. Dodatkowy system sterowania w śmigłowcach z przegubowo zawieszonymi łopatkami na wirniku nośnym może opierać się na całkowicie nowym układzie sterowania typu samolotowego lub dodaniu elementów sprężystych w przegubach mocowania łopatek, tak aby zapewnić przynajmniej minimalną sterowność przy zerowym ciągu na wirniku nośnym [2].

#### 4. PROJEKT KONCEPCYJNY IS-2 Z NAPĘDEM ZESPOLONYM

Projekt koncepcyjny śmigłowca IS-2 z napędem kombinowanym stanowi rozwinięcie eksperymentalnej wersji IS-2 z dwoma silnikami turbinowymi, która jest bardzo dobrym wariantem wyjściowym do budowy latającego laboratorium do testowania zespolego układu napędowego. Zabudowane silniki turbinowe zaczną być w pełni wykorzystane przy dostarczaniu nadmiaru mocy do dodatkowych śmigieł. Całkowita moc, którą są w stanie dostarczyć silniki będzie rozdzielana między przekładnię główną śmigłowca oraz przekładnię pośredniczącą w napędzie dodatkowych śmigieł.

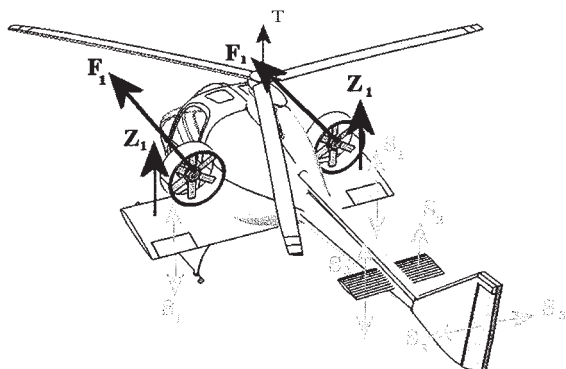
Projekt koncepcyjny śmigłowca IS-2 z kombinowanym układem napędowym zakłada zabudowanie dwóch otunełowanych śmigieł po obu stronach kadłuba oraz dodatkowych skrzydeł poniżej każdego ze śmigieł. Ponadto planuje się zdemontowanie śmigła ogonowego, natomiast usterzenie pionowe na końcu belki ogonowej ma służyć jako ster kierunku. Dodatkowo w sterowaniu śmigłowcem mają służyć klapolotki na skrzydłach oraz ster wysokości na belce ogonowej. Śmigłowiec będzie odznaczał się dwoma fazami lotu:

- faza lotu śmigłowcowego, w której na wirniku nośnym powstają siły: nośna, ciągu oraz służące sterowaniu podłużnemu i poprzecznemu. Sterowanie kierunkowe oraz równoważenie momentu reakcyjnego wirnika nośnego będzie realizowane za pomocą pary otunełowanych śmigieł. Wirnik nośny pracuje na nominalnej prędkości obrotowej:



Rys. 10. Faza lotu śmigłowcowego eksperymentalnego śmigłowca IS-2:  $T$  – ciąż wirnika nośnego;  $F_1$  – ciąż lewego śmigła;  $F_2$  – ciąż prawego śmigła

- fazy lotu kombinowanego ze znacznymi prędkościami lotu, w której wirnik nośny będzie pracował na auto-rotacji, zaś siła nośna będzie wytwarzana na skrzydłach w 30÷70% całkowitego ciągu. Siła ciągu poziomego będzie wytwarzana przez dodatkowe śmigła. Sterowanie podłużne będzie realizowane za pomocą steru wysokości, sterowanie poprzeczne za pomocą klapoletek na skrzydłach natomiast sterowanie kierunkowe za pomocą steru kierunku na końcu belki ogonowej:



Rys. 11. Faza lotu kombinowanego eksperymentalnego śmigłowca IS-2:  $F_1$  – dodatkowa siła ciągu śmigieł;  $Z_1$  – siła nośna na skrzydłach;  $S_1$  – siły powstające przy wychyleniu klapoletek odpowiedzialna za sterowanie poprzeczne maszyny;  $S_2$  – siły powstające przy wychyleniu steru wysokości odpowiedzialne za sterowanie podłużne maszyny;  $S_3$  – siły powstające przy wychyleniu steru kierunku odpowiedzialne za sterowanie kierunkowe maszyny

#### 4.1. Dodatkowe skrzydło

Przy doborze pomocniczego skrzydła na śmigłowcu compound głównymi parametrami doboru są położenie skrzydła w stosunku do płaszczyzny wirowania wirnika nośnego oraz powierzchnia płata skrzydła. Jednym z kryteriów wzajemnego położenia skrzydła i wirnika nośnego jest zależność [2]:

$$\frac{h}{R} > 0,15 \quad (1)$$

gdzie:

- $h$  – odległość skrzydła od wirnika,
- $R$  – promień wirnika.

Powierzchnię skrzydła określa się, znając minimum mocy pobieraną przez skrzydło, znajdujące się w opływie za-wirnikowym, przybliżonym wzorem [3]:

$$N_s = \frac{1}{75} [0,5 \cdot \rho \cdot v^3 \cdot S \cdot C_{x0} + \frac{2 \cdot P_z^2}{\rho \cdot v \cdot S} (C_{x0} + \frac{K}{\pi \cdot \lambda}) + \varepsilon \cdot P_z \cdot v], \quad (2)$$

gdzie:

- $N_s$  – moc pobierana przez skrzydło,
- $\rho$  – gęstość powietrza,
- $v$  – prędkość lotu,
- $S$  – powierzchnia płata,
- $C_{x0}$  – współczynnik minimalnego oporu skrzydła,
- $P_z$  – siła nośna na skrzydle,
- $K$  – współczynnik obrysu geometrycznego skrzydła,

- $\lambda$  – wydłużenie skrzydła,
- $\varepsilon$  – średni kąt odchylenia strug powietrza.

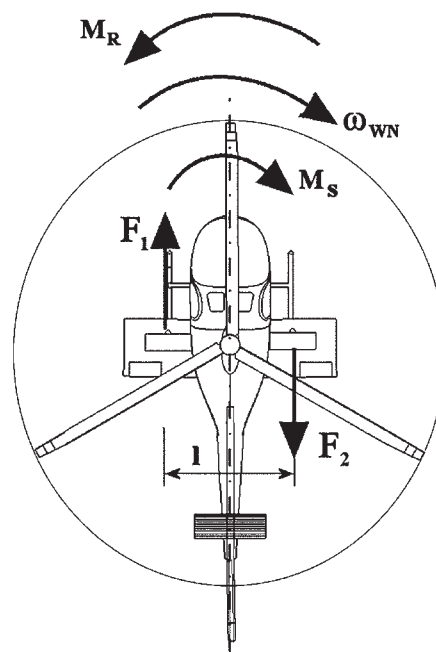
Na podstawie wzoru (2) uzyskano wykres (rys. 12) z którego określono powierzchnię płata równą około 1,5 m<sup>2</sup>.



Rys. 12. Wykres mocy pobieranej przez skrzydło w funkcji powierzchni płata

#### 4.2. Dodatkowy ciąg

Projekt koncepcyjny śmigłowca IS-2 z napędem kombinowanym zakłada wytwarzanie dodatkowego ciągu w lotach postępowych z dużymi prędkościami za pomocą pary obudowanych śmigieł umieszczonych po obu stronach kadłuba w środkowej jego części. Ponadto śmigła w czasie lotu śmigłowcowego miały by spełniać rolę układu równoważącego moment reakcyjny powstający na wirniku nośnym śmigłowca. Podstawowym kryterium doboru pomocniczych śmigieł jest możliwość wytwarzania określonej siły ciągu potrzebnej na poruszanie się śmigłowca ze znacznymi prędkościami lotu oraz zapewnienie sterowności kierunkowej śmigłowca.



Rys. 13. System równoważenia momentu reakcyjnego na eksperymentalnym IS-2 z napędem zespolonym:  $\omega_{WN}$  – prędkość obrotowa wirnika nośnego;  $M_R$  – moment reakcyjny na wirniku nośnym;  $F_1$  – ciąg śmigła lewego;  $F_2$  – ciąg śmigła prawego;  $l$  – odległość między wektorami ciągów śmigieł;  $M_S$  – moment reakcyjny równoważący  $M_R$

Projekt przewiduje podjęcie próby wykorzystania rozwojowej wersji śmigła ogonowego przeznaczonego dla przyszłościowej wersji IS-2 o większej masie. Celem projektu jest sprawdzenie zdolności adaptacyjnych 6-łopatowego śmigła w celu zastosowania go do wytwarzania ciągu marszowego oraz równoważenia momentu reakcyjnego wirnika nośnego.

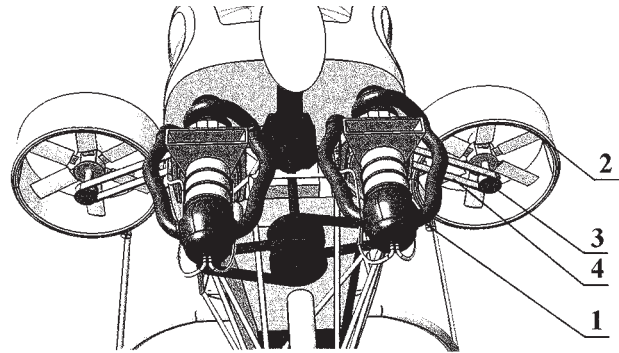
Na podstawie siły oporu stawianej przez śmigłowca, która w przypadku IS-2 wynosi około 2600 N, oszacowano minimalny ciąg jednego śmigła, który wynosi około 1300 N. Dobór śmigła przeprowadzono metodą wg charakterystyk aerodynamicznych śmigieł. Uzyskany ciąg dla pojedynczego 6-łopatowego śmigła to około 1980 [N] czyli z ponad 30% zapasem w stosunku do wymaganego ciągu do uzyskania zakładanej prędkości około 300 km/h.

Dodatkowo przeprowadzono ocenę sterowności kierunkowej śmigłowca. Uzyskano notę poniżej 6 (wg skali Coopera-Harpere) dla sterowania poprzez antysymetryczne wywołanie składowych wektorów ciągu. Ocena ta jest zbliżona do oceny uzyskanej przez system równoważenia momentu reakcyjnego przez śmigło ogonowe standardowego IS-2.

### 4.3. Modyfikacje układu przeniesienia napędu

Śmigłowca IS-2 z napędem kombinowanym w stosunku do śmigłowca z dwoma silnikami turbinowymi nie wymaga większych zmian w układzie napędowym. Klasyczny układ napędowy z wersji z zabudowanymi dwoma silnikami turbinowymi pozostaje bez zmian jeżeli chodzi o jednostki napędowe, przekładnię główną oraz przeniesienie momentu obrotowego z silników do przekładni. Koncepcja zakłada zabudowę dwóch silników turbinowych o łącznej mocy ponad 305 kW. Ograniczenie przekładni do 152 kW umożliwia przekazywanie nadmiaru mocy na dodatkowe śmigła wytwarzające ciąg marszowy. Ponadto możliwy będzie do wykonania lot, start oraz zawis po awarii jednego silnika. Ze względów bezpieczeństwa umożliwi to uzyskanie pierwszej klasy osiągowej maszyny. Śmigłowca z zespolonym układem napędowym zostaje pozbawiony klasycznego śmigła ogonowego, dlatego też cała część układu przeniesienia napędu odpowiedzialna za napędzanie śmigła ogonowego jest zbędna. W porównaniu z klasycznym IS-2 napęd śmigła ogonowego w postaci wału transmisyjnego zostaje zamieniony na układ pasowy. Biorąc pod uwagę fakt, że do zapewnienia

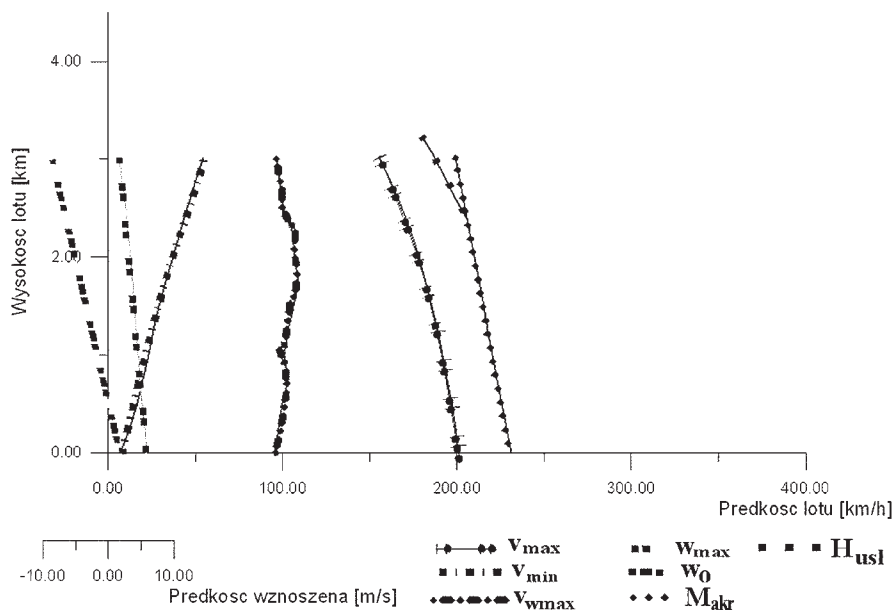
sterowności kierunkowej wykorzystana zostanie para śmigieł, zdemontowanie śmigła ogonowego wraz z wałem przynosi korzyść w postaci zmniejszenia ciężaru oraz zmniejszenie prac obsługowych. W układ pasowy zostanie wbudowany mechanizm napinania pasa, który może być wykorzystywany jako sprzęgło, zmiana napięcia pasa będzie umożliwiać przenoszenie momentu z wału silnika bądź rozłączanie połączenie z wałem silnika. Dodatkowo należałoby wprowadzić w układ przeniesienia napędu urządzenie sterujące przełożeniem wirnika nośnego oraz śmigieł wytwarzających dodatkowy ciąg w lotach ze znacznymi prędkościami postępowymi. Mechanizm miałby na celu zmniejszanie prędkości obrotowej wirnika nośnego, podczas gdy śmigła pracowałyby na maksymalnych prędkościach obrotowych.



Rys. 14. Widok ogólny z tyłu na środkową część kadłuba IS-2 z napędem zespolonym: 1 – silnik turbinowy; 2 – obudowane śmigło; 3 – wał napędowy śmigła; 4 – pas transmisyjny

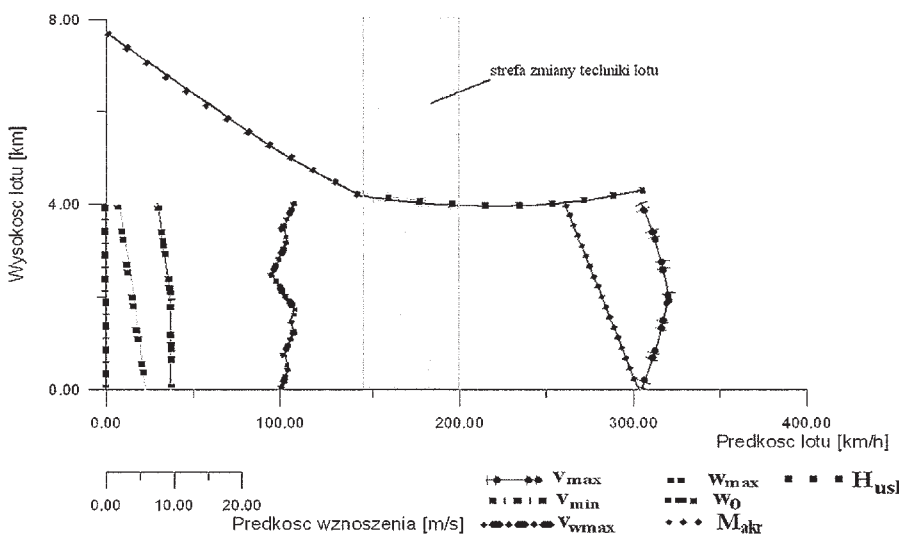
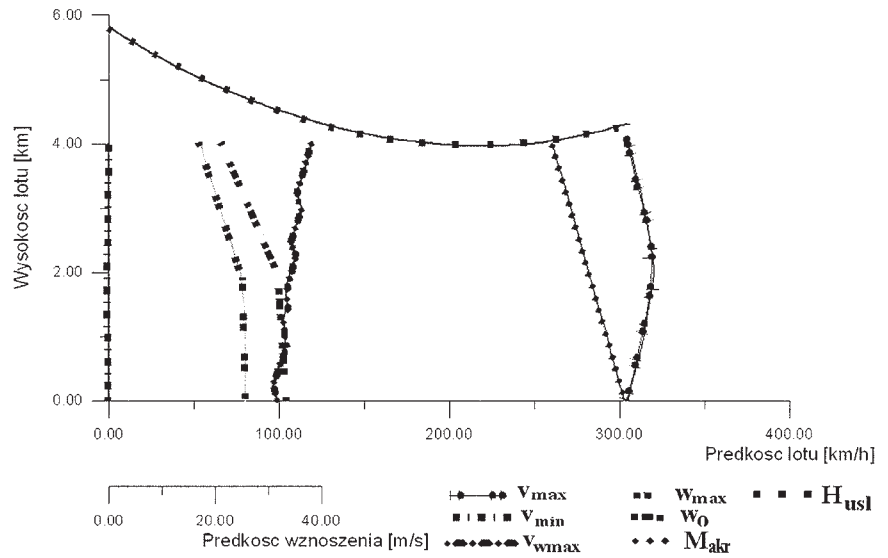
### 4.5. Analiza osiągow

Porównując osiągi klasycznego IS-2 z napędem tłokowym (rys. 15) oraz IS-2 z napędem zespolonym (rys. 16) można zauważyć wyraźną poprawę osiągow, w tym przede wszystkim prędkości maksymalnej. Należy również zauważyć, że prędkość maksymalna musi zostać ograniczona ze względu na zjawiska ściśliwości pojawiające się na łopacie nacierającej wirnika nośnego, mimo iż prędkość obrotowa wirnika została obniżona. Mimo ograniczenia, wzrost prędkości maksymalnej jest znaczny, zwiększona o ponad 1/3 w stosunku do klasycznego IS-2 z napędem tłokowym na poziomie morza.



Rys. 15. Wykres osiągow IS-2 z jednym silnikiem tłokowym:  $V_{MAX}$  – prędkość maksymalna [km/h];  $V_{MIN}$  – prędkość minimalna [km/h];  $V_{WMAX}$  – pozioma prędkość najlepszego wznoszenia [km/h];  $W_{MAX}$  – prędkość wznoszenia maksymalna [m/s];  $w_0$  – prędkość pionowego wznoszenia na mocy startowej [m/s];  $M_{akr}$  – prędkość początku pojawienia się zjawiska ściśliwości na łopacie nacierającej [km/h];  $H_{usl}$  – górna granica oderwania [km]

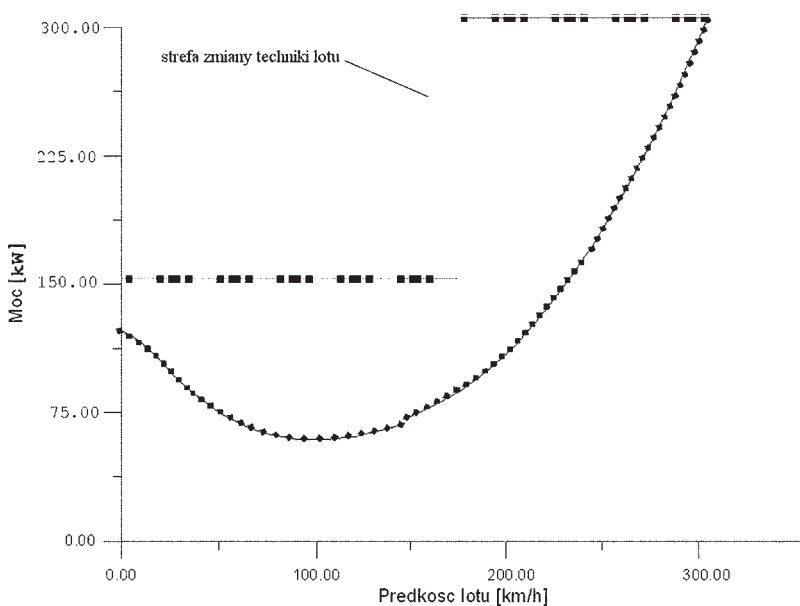
Rys. 16. Wykres osiągow koncepcyjnego IS-2 z kombinowanym układem napędowym o zmniejszonej prędkości obrotowej wirnika nośnego



Rys. 17. Wykres osiągow polączonych technik lotu śmigłowca z kombinowanym napędowym

Przedstawiony na rysunku 17 wykres jest wynikowym zestawieniem osiągow dla śmigłowca z zespolonym układem napędowym. Na rysunku 18 umieszczono wykres mocy niezbędnej w funkcji prędkości lotu. Wynika z niego, że prędkość około 225 km/h jest punktem granicznym lotu śmi-

głowcowego. Powyżej tej prędkości zapotrzebowanie w moc do lotu jest większe od możliwości przeniesienia mocy przekładni głównej. Aby kontynuować lot z większą prędkością, należy przejść na technikę lotu kombinowanego, dla której maksymalna moc rozporządzalna wynosi 305 kW.



Rys. 18. Moc niezbędna do lotu w funkcji prędkości: ■■■ – moc ograniczona przez przekładnię główną dla lotu śmigłowcowego 152 kW; ■■ – moc dla lotu kombinowanego 305 kW; \*\*\* – moc niezbędna do lotu

## 5. OCENA KRYTYCZNA PROJEKTU

Prędkość maksymalna na poziomie morza jest ograniczona przez zjawiska zachodzące na wirniku nośnym. Mimo zastosowania skrzydła odciążającego wirnik oraz zmniejszenia prędkości obrotowej wirnika nośnego, zjawiska ściśliwości oraz oderwanie determinują osiągi śmigłowca eksperymentalnego. Zmiana parametrów pracy wirnika nośnego oraz wspomaganie dodatkowych powierzchni nośnych wpłynęły na zmianę przebiegu krzywej oderwania. Dodatkowo zmniejszenie prędkości obrotowej wirnika nośnego wpłynęło na zmniejszenie prędkości końca łopaty, co obniżyło hałaśliwość wirnika, szczególnie podczas lotów z prędkością przelotową.

W związku z zabudową skrzydeł oraz śmigieł, należało mieć na uwadze przenoszenie sił na kratownicę. W analizie wytrzymałościowej elementów nośnych należy uwzględnić dodatkowego obciążenia pochodzącego od skrzydeł i śmigieł. Gruntownym modyfikacjom musi zostać poddany układ sterowania śmigłowca, ponieważ w śmigłowcach kombinowanych z przegubowymi głowicami wirników nośnych, niezbędne jest zabudowanie samolotowego układu sterowania, ze względu na specyfikę lotu statku powietrznego ze złożonym układem napędowym.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] **Niedziałek B., Perkowski W.:** *Układy napędowe ultralekkich śmigłowców*. Prace Instytutu lotnictwa 1997 nr 2/3.
- [2] **Szumański K.:** *Technika Lotnicza i Astronautyczna* 1973, nr 6 i 11.
- [3] *Sprawozdanie z badań skrzydła dodatkowego na śmigłowcu SM-1*. Instytut Lotnictwa, Warszawa 1971.

K. Roman

### EXPERIMENTAL HELICOPTERS – FLYING LABORATORIES ON THE BASE OF IS-2 HELICOPTER

#### Summary

In the publication the developed version of IS-2 helicopter with the complex propulsion system is submitted. Characterized are the indispensable modifications of a standard helicopter and their influence on the machine performance. Additionally the problems of the helicopter flight with the complex driving system is mentioned.

К. Роман

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ВЕРТОЛЁТЫ – ЛЕТАЮЩИЕ ЛАБОРАТОРИИ НА БАЗЕ ВЕРТОЛЁТА IS-2

#### Резюме

В публикации представлена перспективная версия вертолётa IS-2 с сочленённой силовой установкой. Охарактеризовано необходимые модификации стандартного вертолётa, и их влияние на характеристики в полёте. Кроме того, оговаривается проблематика полётa вертолётa со сложной силовой установкой.