

INTERFERENCJA MIĘDZY WIRNIKIEM I SKRZYDŁEM ŚMIGŁOWCA

KAZIMIERZ SZUMAŃSKI (WARSZAWA)

W artykule podano metodę oceny wzajemnego oddziaływania wirnika i skrzydła pomocniczego traktowanego jako integralny układ nośny śmigłowca. Interferencja między wymienionymi elementami nośnymi zachodzi na drodze wzajemnych zaburzeń ośrodka, wywołanych wypadkowym układem śladów zawirkowego i zaskrzydłowego w płaszczyznach tych elementów. Wynikiem rozwiązania zagadnienia interferencji jest ocena wypadkowego bilansu energetycznego układu lub zaburzenia pola prędkości w dowolnym obszarze kontrolnym.

OZNACZENIA

- A współczynnik równania równowagi śmigłowca,
 $A(\psi)$ współczynnik równania wahań łopaty,
 $A_1 = \rho \sigma (\omega R)^2 \pi R^2 / 2k$ współczynnik wymiarowy dla sił,
 $A_2 = \rho \sigma (\omega R)^2 \pi R^3 / 2k$ współczynnik wymiarowy dla momentów,
 a_0 kąt stożka wirnika,
 a_1, b_1 odpowiednio kąty pochylenia i przechylenia płaszczyzny stałych kątów nastawienia łopaty względem płaszczyzny końców łopat,
 a_{1s}, b_{1s} odpowiednio kąty pochylenia i przechylenia płaszczyzny końców łopat względem płaszczyzny obrotów,
 $a_{\infty} = dc_z / d\alpha$ dla $A = \infty$ i $M < 0,3$ — pochylenie krzywej współczynnika siły nośnej profilu elementu łopaty,
 a_e położenie ogniska elipsoidy (zastępującej bryłę kadłuba),
 \bar{a} położenie osi przekręceń, długość odniesiona do cięciwy licząc od krawędzi natarcia,
 a^* prędkość dźwięku,
 $a_n = dc_z / d\alpha$ dla danej wielkości M ,
 B współczynnik równania równowagi śmigłowca,
 $B(\psi)$ współczynnik równania wahań łopaty,
 b_0 cięciwa u nasady łopaty,
 b_i cięciwa w przekroju i łopaty,
 $b_{0,7}$ cięciwa w przekroju $\bar{r} = 0,7$,
 \bar{b} względna cięciwa łopaty,
 b_e wielkość występująca w obliczeniach opływu kadłuba,
 b_s rozpiętość skrzydła,
 C współczynnik równania równowagi śmigłowca,
 $C(\psi, \beta, \beta')$ współczynnik równania wahań łopaty,
 c grubość względna profilu łopaty,
 c_s cięciwa skrzydła,
 c_z współczynnik siły nośnej profilu,
 c_x współczynnik oporu,
 c_{z_0} współczynnik maksymalnej siły nośnej profilu,
 $c_{z_M} = dc_{z_0} / dM$ spadek maksymalnej siły nośnej jako funkcji liczby Macha,

- c_{x_0} minimalny współczynnik oporu profilowego,
 D współczynnik równania równowagi śmigłowca,
 D_n doskonałość zespołu wirnik-skrzydło,
 D_w doskonałość wirnika izolowanego,
 \tilde{F}, \tilde{G} funkcje Theodorsena,
 G ciężar śmigłowca,
 g przyspieszenie ziemskie,
 H opór wypadkowy wirnika,
 h_s odległość skrzydła od płaszczyzny wirnika,
 h_w odległość płaszczyzny wirnika od osi kadłuba,
 h_k wysokość zastępcza bryły kadłuba (od osi kadłuba),
 K współczynnik nierównomierności rozkładu prędkości indukowanej,
 k liczba łopat,
 k_3 parametr geometryczny łopaty,
 k_H sprężystość mocowania łopaty,
 \tilde{k} sprzężenie kinematyczne wahań i przekręceń,
 \tilde{k} częstotliwość zredukowana oscylacji opływu elementu łopaty,
 k_T ciąg jednostkowy,
 k_0 numer kolejnej iteracji w obliczeniach deformacji śladu,
 I_{pp} moment bezwładności łopaty względem przegubu poziomego,
 L_1 momenty przechylające śmigłowiec,
 L_0 odległość pełnego zwinięcia śladu zaskrzydłowego,
 l_0 odległość przegubu poziomego od osi wału wirnika,
 $\tilde{l}_0 = l_0/R$ względna odległość przegubu poziomego od osi wału wirnika,
 \tilde{l} parametr w równaniu linii prądu opływu płytki z oderwaniem,
 l_k długość bryły zastępczej w opływie Rankina,
 M_i moment przechylający śmigłowiec,
 M prędkość Macha,
 M_{kr} krytyczna liczba Macha,
 M_{∞} prędkość Macha napływu strumienia w nieskończoności,
 m_0 moment sił względem przegubu łopaty,
 m liczby podziału kąta 2π na części,
 N_i siły nośności elementów śmigłowca,
 n_0 obroty wirnika,
 P moc wirnika,
 P_z siła nośna skrzydła,
 Q_1 siły oporu elementów śmigłowca,
 q współczynnik korygujący proces iteracyjny w obliczeniach pola prędkości indukowanej w zawisie,
 R promień wirnika,
 r_i promień łopaty w przekroju i ,
 r_1 nieczynny aerodynamicznie promień nasady łopaty,
 r_2 promień łopaty uwzględniający straty końcowe,
 $\tilde{r} = r/R$ względny promień łopaty,
 $\tilde{r}_{i,t}$ wektor pozycyjny położenia punktu i w czasie t ,
 S siła boczna wirnika nośnego,
 S_{pp} moment statyczny łopaty względem przegubu poziomego,
 S_s powierzchnia skrzydła,
 T_0 ciąg śmigła pomocniczego,
 T ciąg wirnika nośnego,

- T_z składowa pionowa ciągu wirnika nośnego,
 T_x składowa pozioma ciągu wirnika nośnego,
 $T_{x_{int}}$ opór interferencyjny zespołu wirnik-skrzydło,
 T_{z_s} składowa pionowa obciążenia skrzydła,
 T_{x_s} składowa pozioma obciążenia skrzydła,
 t_0 parametr w równaniu linii prądu w opływie płytki z oderwaniem,
 t czas,
 t_n parametr geometryczny łopaty (dla $n=1, 2, 3$),
 \bar{U}_r opływ względny elementu łopaty w płaszczyźnie obrotów wirnika i prostopadły do osi łopaty, odniesiony do ωR ,
 \bar{U}_n opływ względny elementu łopaty normalny do płaszczyzny obrotów wirnika, odniesiony do ωR ,
 \bar{U}_t wektor prędkości unoszenia w chwili t ,
 \bar{W} wypadkowa względna prędkość opływu elementu łopaty, odniesiona do ωR ,
 V_0 prędkość napływu strumienia w nieskończoności,
 V_{z_i} składowa wzdłuż osi \tilde{z} opływu płytki z oderwaniem,
 V_{x_i} składowa wzdłuż osi \tilde{x} opływu płytki z oderwaniem,
 \bar{v}_0 średnia względna prędkość indukowana przez wirnik nośny (odniesiona do ωR),
 \bar{v} prędkość względna indukowana na promieniu \bar{r} i azymucie ψ wirnika nośnego,
 \bar{v}_i prędkość deformacji i -tego punktu śladu,
 X_i siła obciążająca element śmigłowca skierowana wzdłuż osi x ,
 x współrzędna w układzie związanym z ziemią,
 x_0 współrzędna związana z torem lotu,
 \bar{x} współrzędna związana ze śmigłowcem,
 x_i współrzędna punktu przyłożenia sił,
 \tilde{x} współrzędna opływu płytki z oderwaniem,
 Y_i siła obciążająca element śmigłowca skierowana wzdłuż osi y ,
 y współrzędna w układzie związanym z ziemią,
 y_0 współrzędna związana z torem lotu,
 \bar{y} współrzędna związana ze śmigłowcem,
 y_i współrzędna punktu przyłożenia sił,
 Z_i siła obciążająca element śmigłowca skierowana wzdłuż osi z ,
 z współrzędna w układzie związanym z ziemią,
 z_0 współrzędna związana z torem lotu,
 \bar{z} współrzędna związana ze śmigłowcem,
 z_i współrzędna punktu przyłożenia sił,
 \tilde{z} współrzędna opływu płytki z oderwaniem,
 Δz_0 odległość między sąsiednimi elementami wirowymi w opływie płytki z oderwaniem,
 α_s średni kąt natarcia skrzydła,
 α_i kąt natarcia elementu łopaty w przekroju i ,
 α_c kąt napływu na element ciągnący,
 α_{cr} krytyczny kąt natarcia elementu łopaty,
 β kąt wahań łopaty,
 β_c kąt zaklinowania elementu ciągnącego śmigłowca względem osi kadłuba,
 Γ_n cyrkulacja w przekroju n skrzydła,
 $\Gamma(\eta)$ rozkład cyrkulacji wzdłuż η , bezwymiarowej rozpiętości skrzydła,

- γ liczba masowa łopaty,
 γ_s nateżenie cyrkulacji skrzydła,
 $\tilde{\gamma}$ nateżenie cyrkulacji w śladzie zaskrzydłowym,
 γ_{M1} współczynnik dynamicznego kąta oderwania w przekroju i ,
 γ_x przechylenie wektora ciągu,
 γ_y pochylenie wektora ciągu,
 δ_i wektor deformacji śladu w punkcie i ,
 ε tolerancja rozwiązania,
 $\bar{\varepsilon}$ kąt odchylenia śladu,
 ε_i kąty odchylenia opływu w pobliżu i -tego elementu śmigłowca,
 ζ pionowa współrzędna elementu śladu,
 η bezwymiarowa współrzędna położenia elementu śladu wzdłuż rozpiętości skrzydła,
 θ kąt toru lotu śmigłowca,
 ϑ skok cykliczny nasady łopaty na azymucie ψ ,
 ϑ_0 kąt skoku ogólnego łopaty dla $\bar{r}=0$,
 $\vartheta_{0,7}$ kąt skoku ogólnego łopaty dla $\bar{r}=0,7$,
 ϑ_n kąt nastawienia łopaty w przekroju n ,
 ϑ_{s0i} kąt skręcenia łopaty w przekroju i ,
 ϑ_{01} skok ogólny uwzględniający współczynnik sprzężenia kinematycznego wahań i przekręceń,
 ϑ_{ix} przechylenie tarczy sterującej względem osi x ,
 ϑ_{iy} pochylenie tarczy sterującej względem osi y ,
 κ współczynnik strat brzegowych,
 Λ kąt skosu napływu strumienia na element łopaty,
 A_s wydłużenie skrzydła,
 λ_0 bezwymiarowy przepływ przez wirnik nośny,
 μ bezwymiarowa prędkość opływu w płaszczyźnie obrotów wirnika,
 ξ bezwymiarowa odległość od skrzydła wzdłuż śladu,
 ρ gęstość powietrza,
 ρ_i wektor unoszenia i -tego punktu śladu,
 $\sigma = kb_{0,7}/\pi R$ wypełnienie wirnika,
 τ pochylenie wału względem toru lotu śmigłowca,
 φ pochylenie kadłuba śmigłowca,
 φ_b przechylenie kadłuba śmigłowca,
 φ_x, φ_y odpowiednio przechylenie i pochylenie kadłuba śmigłowca w układzie związanym z ziemią,
 ψ azymut łopaty,
 ω prędkość kątowna wirnika nośnego.

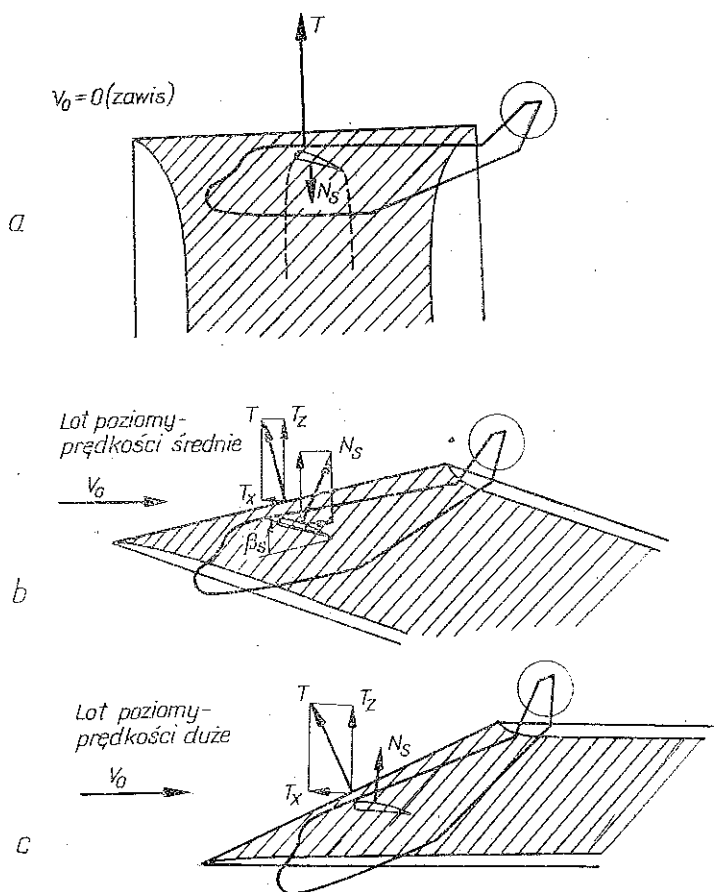
1. WSTĘP

Rozwój śmigłowców, a przede wszystkim konieczność poprawy ich własności (głównie zwiększenia prędkości lotu m.in. przez stosowanie nowych układów śmigłowców wyposażonych w skrzydło) spowodował, że pojawiły się nowe grupy problemów związanych z aeromechaniką układu nośnego, w którym czynnym i sterowanym elementem jest wirnik nośny, a biernym — skrzydło.

Zasadniczym powodem dodania skrzydła jest konieczność przesunięcia granicy oderwania na wirniku w kierunku większych prędkości lub pułapów przez odciążenie wirnika. Zastosowanie skrzydła wywołuje jednak szereg zjawisk zarówno

korzystnie jak i niekorzystnie wpływających na własności śmigłowca. Analiza wzajemnego oddziaływania wirnika i skrzydła jest szczególnie ważna przy projektowaniu śmigłowca ze względu na możliwość minimalizacji efektów niekorzystnych przez odpowiedni dobór parametrów konstrukcyjnych.

Zastosowanie układu nośnego wirnik-skrzydło wymaga znajomości następujących elementów: 1) wypadkowej doskonałości układu, potrzebnej dla energetycznej oceny jakości śmigłowca, 2) obciążeń łopat wirnika pracujących w zaburzonej (śladem zaskrzydłowym) polu prędkości w płaszczyźnie wirnika dla oceny wytrzymałościowej, 3) zaburzenia ośrodka wywołanego pracą układu, potrzebnego do oceny opływu elementów śmigłowca lub oceny toru cząstek rozpylanych środków chemicznych dla celów rolniczych.



Rys. 1. Zmiany związane z prędkością położenia śladu zawirnikowego względem skrzydła dla śmigłowca wyposażonego w dodatkowe skrzydło

Na rys. 1 zaznaczono charakterystyczne fazy oddziaływania wirnika i skrzydła w zależności od prędkości lotu. W locie pionowym skrzydło pracuje w zakresie pełnego oderwania. Skrzydło opływane strumieniem zawirnikowym dociąża

wirnik (rys. 1a). Zaburzenie pola prędkości przez skrzydło w płaszczyźnie wirnika oraz wzrost pulsacji ciśnienia przy przechodzeniu łopaty nad skrzydłem powoduje wzrost drgań i lokalnych obciążeń łopaty, zwłaszcza przy zbyt bliskim umieszczeniu skrzydła pod wirnikiem. Przy małych prędkościach oddziaływanie skrzydła na wirnik maleje, gdyż siła nośna skrzydła spada. Przy wzroście prędkości lotu prędkość indukowana wirnika, a zatem i odchylenie strug zawirnikowych, szybko maleje ze względu na przyrost masy powietrza przepływającego przez wirnik. Dodatkowe zmniejszenie tych wielkości następuje w wyniku zmniejszania ciągu wskutek odciążenia wirnika przez skrzydło (rys. 1c). Wyjście skrzydła poza ślad zawirnikowy również zmniejsza znacznie jego oddziaływanie na skrzydło. Wzajemne sprzężenia są największe na średnich prędkościach lotu (rys. 1b).

2. PODSTAWOWE ZAŁOŻENIA PROBLEMU INTERAKCJI

Problem interakcji wirnika i skrzydła rozwiązano za pomocą procedury teoretycznej, pozwalającej na łączną ocenę charakterystyk systemu nośnego wirnik-skrzydło, odwzorowującej zjawiska zachodzące w rzeczywistym modelu śmigłowca wyposażonego w wirnik nośny oraz skrzydło.

Wynikiem rozwiązania, w zależności od potrzeb, może być ocena wypadkowego pola prędkości w danym obszarze kontrolnym, wypadkowego obciążenia systemu wirnik-skrzydło lub obciążenia jego elementów, układ geometryczny stanu równowagi śmigłowca (wzajemne położenie równowagi elementów układu). Mogą być też wynikiem pochodne wymienionych ocen takich, jak biegunowa układu, moc pobierana przez element czynny, jakim jest wirnik nośny, doskonałość układu, układ geometryczny opływu elementów i układ geometryczny śladu indukowanego zespołem wirnik-skrzydło.

Do rozwiązania tego zagadnienia na drodze obliczeniowej zastosowano metody numeryczne i iteracyjne z powodu znacznej komplikacji modelu obliczeniowego.

Procesy iteracyjne spotykane w różnych zagadnieniach oparto na następujących podstawowych, ogólnych założeniach zapewniających i przyspieszających ich zbieżność.

1. Odwzorowanie fizykalnego sposobu osiągnięcia stanu równowagi w modelu obliczeniowym w przypadku fizykalnej stabilności układu powinno zapewnić stabilność lub przynajmniej właściwy kierunek reakcji układu modelowego na zaburzenie, które jest równoznaczne z odchyleniem od stanu równowagi, będącym wielkością wyjściową iterowanego parametru równowagi układu.

2. Przyjmuje się wielkość wejściową do następnej iteracji w kierunku wyznaczonym odpowiedzią układu na zaburzenia o wartości przyjętej w sposób dowolny lub proporcjonalny (ocena przez współczynniki korekcyjne) do różnicy między wejściem a wyjściem w danej pętli iteracyjnej.

3. W przypadku jednoczesnego występowania kilku parametrów iterowanych stosuje się łączną iterację tych parametrów w jednej pętli. O doborze kolejności iterowania wewnątrz pętli decydują wielkości ich wzajemnego powiązania.

4. Ocena wielkości współczynników korekcyjnych oraz sposobu postępowania iteracyjnego, ze względu na nieliniowy i uwikłany charakter związków funkcyjnych zawartych w procedurach obliczeniowych, możliwa jest w pewnym ograniczonym obszarze metodą prób i na podstawie analizy fizycznej przebiegu procesu. Ścisły dowód zbieżności iteracji nie jest tu możliwy. Praktyka wskazuje jednak na dużą skuteczność stosowanych zabiegów w większości przypadków spotkanych w niniejszej pracy.

W praktyce spotkać się można głównie z dwoma przypadkami, w których występuje zagadnienie interferencji. Pierwszy przypadek to próby stoiskowe. Płat nośny i wirnik mają obraną konfigurację względem przepływu. Układ sterujący ma położenie dane. Poszukuje się wówczas wypadkowych obciążeń lub zaburzenia opływu strumienia dla podanych wyżej warunków brzegowych.

Drugi przypadek, trudniejszy obliczeniowo, to ocena wzajemnego oddziaływania wirnika i skrzydła w locie śmigłowca. Tutaj należy uprzednio spełnić warunki równowagi śmigłowca w przestrzeni. Zmienia to postać warunków brzegowych, które są dane w formie ustalenia prędkości i kąta nachylenia toru lotu śmigłowca. Należy znaleźć konfigurację wzajemną elementów nośnych jak i położenie układu sterującego.

W obu przypadkach zakłada się dwustopniowy schemat postępowania w celu rozwiązania problemu interferencji.

Opierając się na uproszczonym modelu obliczeniowym pierwszego stopnia przy wykorzystaniu głównie teorii impulsowej oblicza się wstępnie pierwsze przybliżenie rozwiązania. Następnie w odniesieniu do modelu ścisłego drugiego stopnia przy wykorzystaniu teorii wirowej rozwiązuje się w procesie iteracyjnym właściwe zagadnienie interferencji, zachodzącej między wirnikiem i skrzydłem.

Literatura problemu

Częściowo zagadnieniem interakcji wirnik-skrzydło zajmuje się R. LYNN [21], który ocenia głównie fizyczną stronę zjawiska przez analizy jej efektów końcowych i jej wpływ na własności śmigłowców, opierając się głównie na wynikach eksperymentalnych.

A. R. S. BRAMWELL w pracy [25] przedstawia metodę odwzorowań konforemnych w zasadzie adaptującą dwuwymiarowe opływy do zagadnień trójwymiarowych (metoda paskowa) przy zastosowaniu współczynników korekcyjnych, uwzględniających skończoność łopaty. Takie podejście sugeruje dużą użyteczność metody dla szczególnych położzeń łopaty względem mijanego elementu w celu oceny zmian rozkładu ciągu. Ocena wpływu interakcji na konfigurację elementów, wypadkowe charakterystyki układu oraz oceny zaburzenia pola prędkości w danym obszarze wywołanego całym układem nośnym wydają się jednak problematyczne.

Literatura w zakresie składowych problemów zagadnienia interakcji jest znacznie bogatsza. W rozwiązaniu zasadniczego zagadnienia składowego (modelu wirnika) napotyka się na duże trudności w uwzględnieniu łącznym wszystkich istotnych elementów niezbędnych do oceny charakterystyk wirnika.

Prace M. A. WILLMERA [27] i R. H. MILLERA [3] opierają się na analitycznej metodzie obliczania wirnika za pomocą podwójnych szeregów Fouriera, łącząc rozkład cyrkulacji na łopatach z polem prędkości indukowanej i torem łopat. WILLMER przyjmuje ślad zastępczy w formie linii prostych ściśle stycznych do śladu swobodnego podłużnego; MILLER przyjmuje geometrię śladu w formie linii trochoidalnych, natomiast niestacjonarność opływu elementu łopaty wprowadza adaptując metodę Theodorsena. Analityczna metoda rozwiązania zagadnienia bardzo utrudnia i niekiedy wyklucza możliwość wprowadzenia trudnych do aproksymacji analitycznej nieliniowości, takich jak deformacja śladu, oderwanie strug, zagadnienia ściślności i odwrotnego opływu.

Praca HARRISONA [26] jakkolwiek wprowadza proces numeryczny obliczeń oraz uwzględnia elastyczność giętną łopat wprowadzającą superpozycję postaci normalnych drgań własnych, stosuje jednak model śladu WILLMERA [27], uniemożliwiając ocenę deformacji śladu.

Deformacją śladu zaczęto się zajmować w ostatnich latach w firmie Sikorsky w programie Free Wake Analysis (FWA), głównie — wpływem kontrakcji śladu na sprawność zawisu śmigłowców dźwigowych, o czym mówią w pracach [2] A. J. LANDGREBE oraz [12] D. R. CLARK i A. C. LEIPER. Te prace oceniające deformację śladu przy danym rozkładzie obciążeń na łopatach są, jak twierdzą autorzy, bardzo pracochłonne i nie nadają się jeszcze do obliczeń inżynierskich (jeden przypadek zawisu liczy się około 60 minut na komputerze UNIVAC o szybkości około miliona op/sek).

Zastosowanie numerycznego obliczania ruchu łopat «krok po kroku» należy już do klasycznego sposobu oceny dynamiki łopat i z powodzeniem jest wprowadzane przez W. H. TANNERA [14], M. L. MILA [9], którzy jednak zakładają jeszcze stacjonarność opływu elementu łopaty oraz stały rozkład prędkości indukowanych, co w pewnych przypadkach, gdy ślad znajduje się blisko łopaty wirnika (np. śmigłowce kombinowane i autogiro), może dać błędne wyniki.

Na uwagę zasługuje praca [15], w której F. D. HARRIS, F. J. TARZANIN, R. K. FISHER czynią próbę uwzględnienia niestacjonarności opływu elementu łopaty oraz zjawiska dynamicznego oderwania strug na łopatach wirnika w numerycznym procesie oceny ruchu łopat.

Ze względu na trudność integralnego połączenia wszystkich istotnych z punktu widzenia aeromechaniki wirnika czynników, wynikającą z różnic charakteru zjawisk składowych oraz dużej pracochłonności obliczeń, a także wprowadzenia ogólnej procedury obliczeniowej modelu wirnika — w omawianych pracach na ogół każde uściślenie jednego zjawiska odbywa się kosztem uproszczenia modelu innego zjawiska, co daje w rezultacie znaczne zwięźlenie obszaru poprawności stosowanych metod.

Teoria płata nośnego jest znacznie lepiej opanowana ze względu na dłuższą historię jej rozwoju. Rozwinięcie modelu nośności w zastosowaniu do problematyki śmigłowcowej w formie prac studyjnych opracowywano we wspomnianym poprzednio programie FWA w celu oceny deformacji śladu zaskrzydłowego [2 i 12].

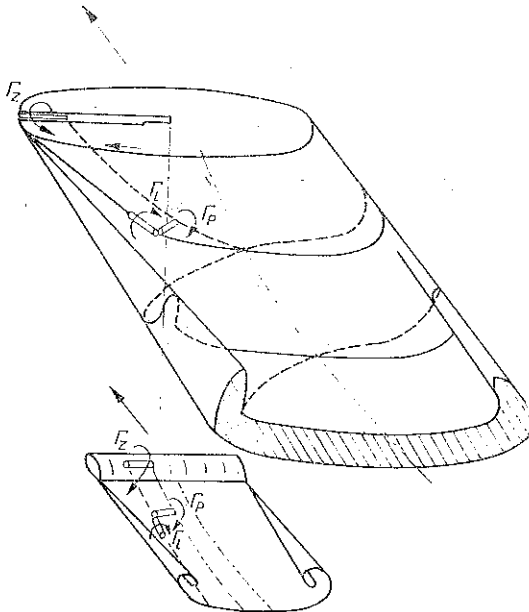
Oдноśnie do modelu oporu skrzydła z dotychczasowych opracowań modele Kirchhoffa i Helmholtza oraz Kármána w zakresie dwuwymiarowego opływu płytki z oderwaniem strug stanowią ogólnie znane podejście do problemu.

3. WAŻNIEJSZE ZAGADNIENIA CZĘŚCIOWE PROBLEMU INTERAKCJI WIRNIKA I SKRZYDŁA

W omawianym problemie interakcji między wirnikiem i skrzydłem wydaje się celowe omówienie kilku zagadnień wstępnych, które dają się wyodrębnić ze względu na ich znaczny stopień «samodzielności». Zagadnienia te dotyczą interakcji elementów śladów wirowych oraz modeli obliczeniowych elementów śmigłowca (skrzydła, wirnika lub kadłuba).

3.1. Zagadnienie śladów wirowych

Wzajemne oddziaływanie wirnika i skrzydła przez ośrodek zastępuje się wzajemnym oddziaływaniem ich śladów wirowych, rozwiązując numerycznie w procesie iteracyjnym interakcję elementów nośnych wirnika i skrzydła przez bezpośrednie zaprogramowanie reguły Biota i Savarta dla dyskretnego podziału powierzchni wirowych. W locie do przodu skrzydło zastępuje się powierzchnią wirową zamienioną w układzie dyskretnym siatką wirową, a wirnik systemem odkształcalnych linii wirowych, zastępujących powierzchnie wirowe trochoidalnie sphywające z każdej łopaty (rys. 2).



Rys. 2. Odkształcalny układ śladów wirowych wirnika i skrzydła

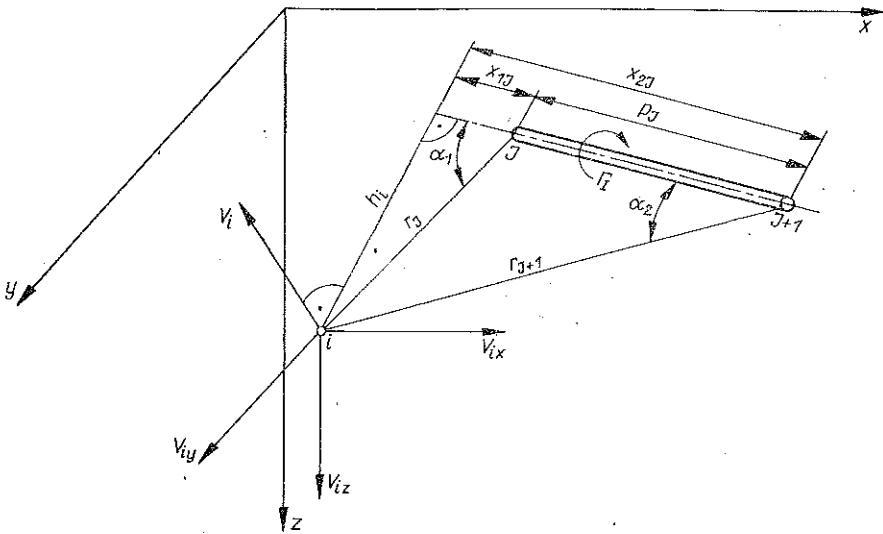
W locie pionowym skrzydło pracuje w pełnym oderwaniu i w modelu opływu skrzydła z oderwaniem zastępuje się powierzchnię nieciągłości odkształcalną powierzchnią wirową, co w układzie dyskretnym daje układ linii wirowych; można

zatem połączyć wówczas model wirowy wirnika i skrzydła i rozwiązać tą samą metodą ich wzajemne oddziaływanie.

Ślad indukowany generatorem w formie nośnego systemu wirnik-skrzydło może być zastąpiony przez dyskretny model wirowy w postaci przestrzennej siatki wirów, związanych z generatorem, i swobodnych (podłużnych i poprzecznych), unoszących się w polu prędkości wytwarzanym przez cały układ wirów. Model taki względnie najdokładniej odwzorowuje przestrzenne zjawiska, związane z wytwarzaniem siły nośnej lub ciągu przez dowolny generator dostarczający energię mechaniczną do strumienia. Omawiany model pozwala na odwzorowanie zjawisk stacjonarnych i niestacjonarnych.

Elementy wirowe układu dyskretnego indukują wokół siebie pole prędkości. Cała siatka swobodnych wirów odkształca się w czasie pod wpływem wypadkowego pola prędkości deformacji (indukowanego) w danym punkcie od wszystkich elementów wirowych. Ponadto siatka ta unosi się z prędkością unoszenia równą prędkości ruchu generatora w przestrzeni. W wyniku złożenia tych dwóch prędkości można określić zmienne w czasie parametry geometryczne śladu. Określenie tych parametrów następuje w procesie iteracyjnym przy założeniu układu geometrycznego wyjściowego wg teorii uproszczonych, opracowanych dla danego typu generatora.

W celu określenia pola prędkości deformacji wykorzystano regułę Biota i Savarta i wyprowadzono związki dla przestrzennego układu kartezjańskiego (rys. 3).



Rys. 3. Indukowana prędkość w punkcie i przez element wirowy $I, I+1$

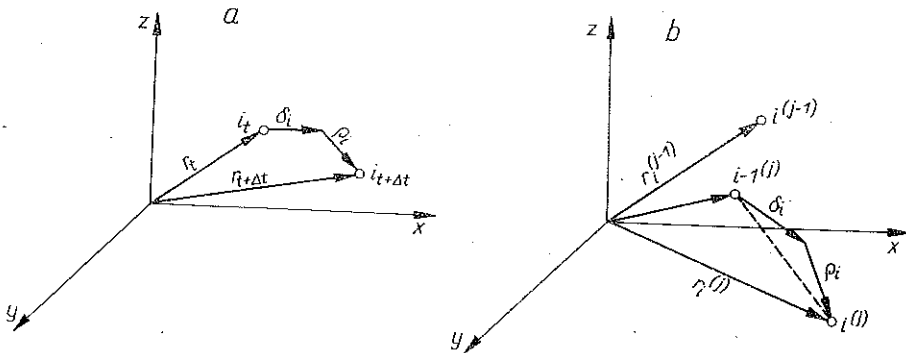
Obliczanie układu geometrycznego śladu przeprowadza się metodą iteracyjną, numerycznie określając proces jego deformacji. Przyjmuje się układ współrzędnych związany z generatorem, zakładając, że ślad unoszony jest z prędkością równą prędkości

kości ruchu generatora i podlega deformacji wskutek wzajemnej indukcji odkształcających się elementów wirowych.

Ostateczny kształt śladu może być określony dwiema następującymi metodami.

a) Metoda nadająca się zarówno do przypadków stacjonarnych, jak i niestacjonarnych. Polega ona na tym, że w czasie $t + \Delta t$ (iteracji j) położenie każdej cząstki elementu wirowego może być określone jako złożenie dwóch wektorów pozycyjnych unoszenia δ_i i deformacji ρ_i , licząc od położenia tej samej cząstki i w czasie t (iteracji $j-1$). Schemat przemieszczeń pokazano na rys. 4a.

b) Metoda nadająca się tylko do układów stacjonarnych. Polega ona na obliczaniu przemieszczenia przez dodanie wektora unoszenia i deformacji punktu i w iteracji j do położenia punktu poprzedniego $i-1$ w tej samej iteracji j . Fizycznie oznacza to, że tor cząstki spływającej strugi z punktów na generatorze przebiega w taki sposób, jak wynika to z kątów skosu strumienia, wyznaczonych w poprzedniej iteracji w odpowiadających sobie punktach i podziału sznurka wirowego. Schemat określania przemieszczeń pokazano na rys. 4b.



Rys. 4. a) Deformacja w metodzie «niestacjonarnej». b) Deformacja w metodzie «stacjonarnej»

Wektor pozycyjny unoszenia można określić znając średnią prędkość unoszenia jako daną w czasie t :

$$\delta_i = U_{sr} \Delta t,$$

gdzie $U_{sr} = (U_t + U_{t+\Delta t})/2$.

Natomiast trudniej jest określić wektor deformacji, gdyż nie jest znana prędkość deformacji w chwili $t + \Delta t$; i tu dla przypadku ogólnego należy wprowadzić małą pętlę iteracyjną, zakładając, że w pierwszym przybliżeniu zmiana pozycji wynosi $[\delta_i]_{\rho_i=0}$ i po wyliczeniu prędkości $v_{i,t+\Delta t}$ w punkcie i dla $r_{i,t+\Delta t}^1 = r_{i,t} + \delta_i$ stosuje się cykl iteracyjny wg wzoru

$$r_{i,t+\Delta t}^{k_0} = r_{i,t} + \delta_i + \rho_i^{k_0-1},$$

gdzie

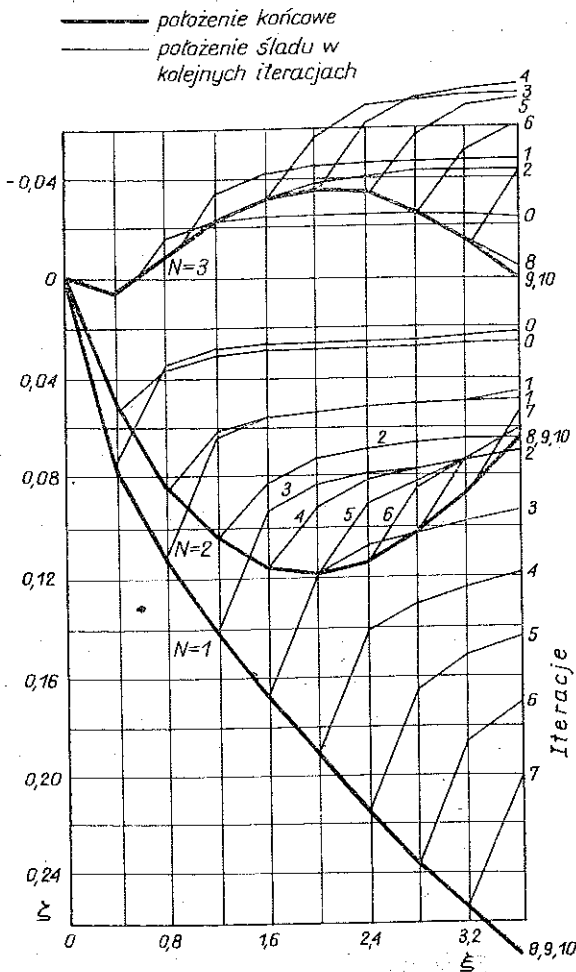
$$\rho_i^{k_0} = [v_{i,t} + v_{i,t+\Delta t}^{k_0}] \Delta t/2,$$

gdzie k_0 jest numerem kolejnej iteracji. Iteracje te są na ogół bardzo szybko zbieżne i wystarcza zazwyczaj zakończyć je dla $k_0=2$. W przypadku stacjonarnym ostateczny kształt otrzymuje się znacznie szybciej stosując metodę b.

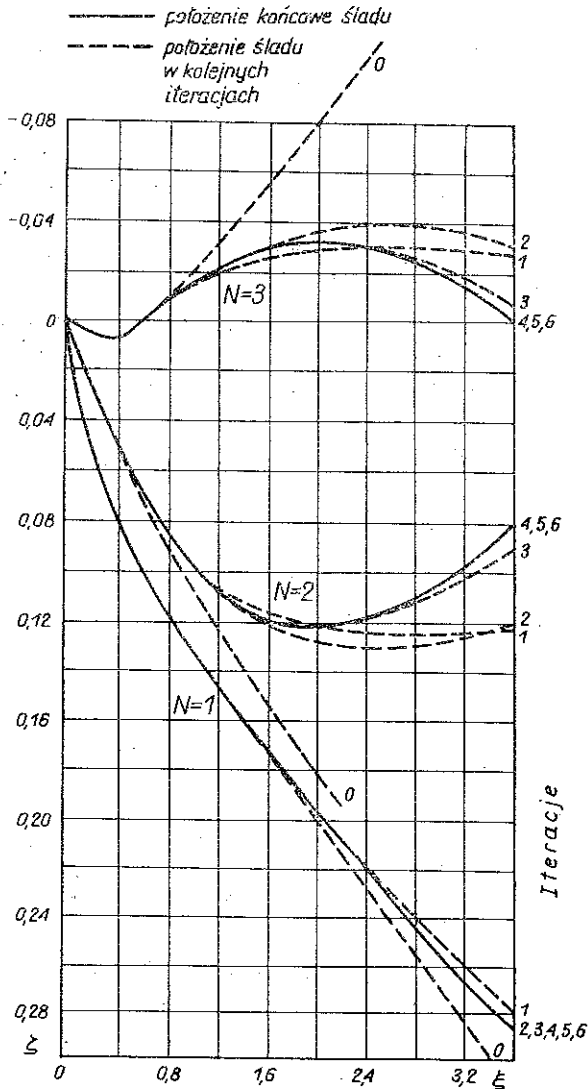
Kształt śladu dla dużej liczby jego elementów w przypadkach bardziej złożonych może być z powodzeniem obliczony przy użyciu szybko liczących maszyn cyfrowych.

Ilustracja przykładowa zagadnienia deformacji śladów. Analizę iteracyjnego procesu deformacji śladu podano na przykładzie śladu zaskrzydłowego niezwichrzonego skrzydła eliptycznego.

Dane modelu kontrolnego przyjętego do analizy: prędkość lotu $V_0=40$ m/s, rozpiętość skrzydła $b_s=10$ m, siła nośna $P_z=1180$ kG, wydłużenie $A_s=6,66$, pole powierzchni $S_s=15$ m², przedział czasowy $\Delta t=0,05$ s. Rozkład cyrkulacji Γ_n obliczono wg wzoru $\Gamma_n=c_z c_n V_0/2$ i dla modelu dyskretnego rozkład cyrkulacji wyznaczono graficznie zastępując rozkład ciągły rozkładem wirów skupionych, gdzie c_n oznacza cięciwę skrzydła.



Rys. 5. Położenie śladu zaskrzydłowego w kolejnych iteracjach w metodzie niestacjonarnej obliczania parametrów geometrycznych śladu



Rys. 6. Położenie śladu zaskrzydłowego w kolejnych iteracjach w stacjonarnej metodzie obliczania jego deformacji

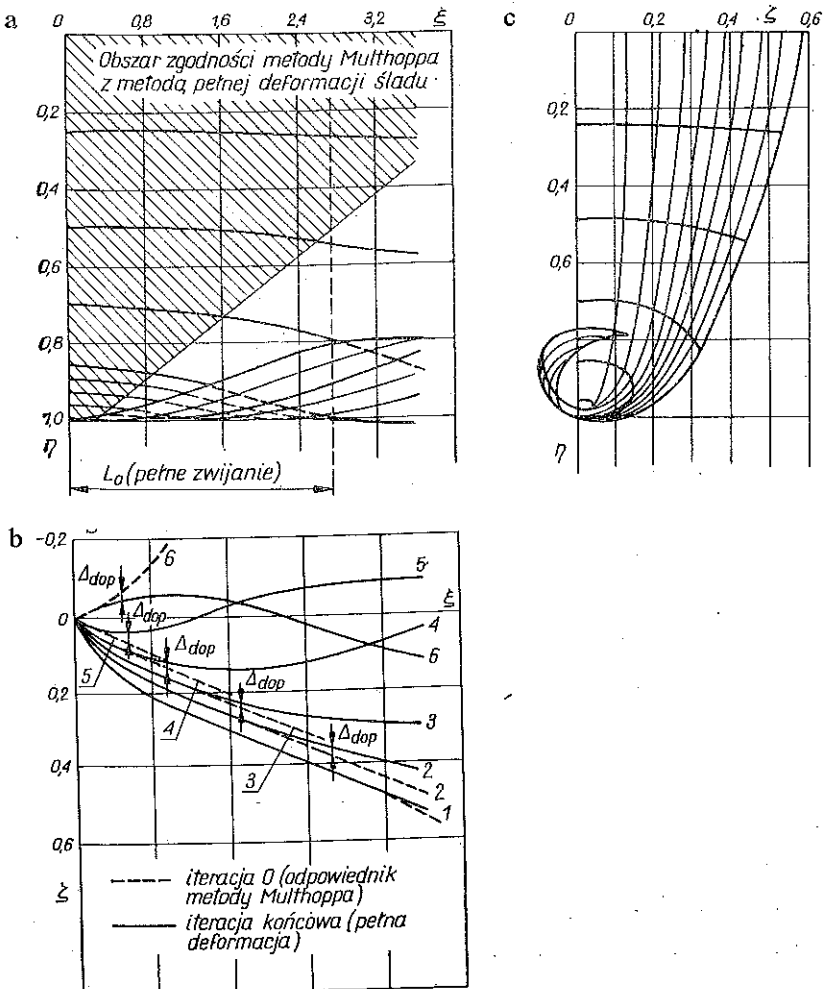
Przez N oznaczono wiry spływające z punktów skrzydła, mianowicie przez $N=1$ na rozpiętości $\eta=2y/b_s=0,54$, przez $N=2$ na rozpiętości $\eta=0,845$ oraz przez $N=3$ na rozpiętości $\eta=0,96$.

Proces iteracyjny określony opisanymi poprzednio metodami («stacjonarną», i «niestacjonarną») przedstawiono na rys. 5 i 6, gdzie $\zeta=2z/b_s$ a $\xi=2x/b_s$. Przy metodzie «niestacjonarnej» liczba iteracji równa jest liczbie odcinków czasu potrzebnych do przejścia cząstki od generatora do końca wyznaczonego śladu. Wykresy obrazują odkształcenia śladu w czasie. Taki proces, jaki opisuje rysunek, odwzoro-

wuje przebieg deformacji niestacjonarnej od założonego fikcyjnie położenia równowagi (w iteracji zero) do położenia końcowego w iteracji ostatniej (tu dziewiątej).

Znacznie szybsza zbieżność zachodzi podczas obliczania kształtu śladu metodą «stacjonarną». Liczba iteracji spada wówczas w rozpatrywanym przypadku do czterech.

Weryfikację metody obliczania deformacji śladu indukowanego przez dowolny generator doprowadzający energię mechaniczną do ośrodka przeprowadzono dokonując analizy własności geometrycznych śladu i generowanego pola prędkości dla skrzydła w ustalonym locie i wirnika w locie pionowym. Weryfikację deformacji na drodze *analizy śladu zaskrzydłowego* modelu nośności wykonano dla skrzydła o rozpiętości $b_s=10$ m przy prędkości opływu $V_0=102$ m/s i kącie natarcia $\alpha_s=-0,228$ rad. Podstawowy rozkład $\Gamma(\eta)$, parametry skrzydła i stan lotu przyjęto



Rys. 7. Parametry geometryczne śladu zaskrzydłowego. a) Zaznaczony jako zakreskowany obszar zgodności metod Multhoppa i pełnej deformacji śladu. b) Wyznaczanie zakresu zgodności metod dla rzutu bocznego śladu w przykładzie obliczeniowym. c) Widok śladu w kierunku osi ξ

wg pracy [5], str. 237, w celu konfrontacji metod obliczeniowych. Przyjęty rozkład cyrkulacji odpowiada $c_z=1$ (średni współczynnik siły nośnej skrzydła) czyli siły nośnej $P_z=13\ 600$ kG. Wyniki postaci odkształconego śladu w trzech rzutach, otrzymanego w wyniku pełnego cyklu iteracyjnego, pokazano na rys. 7.

Otrzymane wyniki porównano z deformacjami śladu określonymi przybliżonymi metodami obliczeń, potwierdzonymi badaniami eksperymentalnymi. Metody te dają prawidłowe wyniki w obszarze leżącym w pobliżu płaszczyzny symetrii, co w większości klasycznych zagadnień aerodynamicznych w zupełności wystarcza.

Metoda MULTHOPPA [5] zakłada, że kształt odkształconego śladu określa powierzchnia, której linie wirowe o ciągłym rozkładzie cyrkulacji zajmą położenie odpowiadające kątom odchylenia, wyznaczonym w odpowiednich punktach w założonej na wstępie płaszczyźnie wirowej o klasycznym układzie wirów związanych i swobodnych — stosowanym w teorii płata nośnego. Odpowiada to pierwszej iteracji w metodzie pełnej deformacji śladu, stosującej dyskretny podział cyrkulacji.

Kąt odchylenia w punkcie (ξ, η) na obranej płaszczyźnie wirowej $\zeta=0$ wylicza się przez obliczenia całki [5]

$$\varepsilon = \frac{1}{2\pi} \int_{-1}^1 \frac{d\tilde{\gamma}}{d\eta'} \frac{d\eta'}{\eta - \eta'},$$

gdzie

$$\tilde{\gamma} = \gamma \left[1 + \frac{\xi_1}{\sqrt{\xi^2 + (\eta - \eta')^2}} \right]$$

oraz gdzie

$$\xi_1 = \frac{2x_1}{b_s}, \quad \eta = \frac{2y}{b_s}, \quad \gamma = \frac{\Gamma}{b_s V_0}, \quad x_1 = \frac{x}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}.$$

Obszary zgodności stosowania metod uproszczonej i pełnej deformacji dla śladu pokazano na rys. 7a; obszary wyznaczono opierając się na rys. 7b. Odległość «pełnego» zwinięcia śladu oblicza się z półempirycznego wzoru [5] poprawnego dla $A_s > 4$:

$$L_0 = 0,56 \frac{b_s}{2} \frac{A_s}{c_z} = 13,5 \text{ m}.$$

Z rys. 7b, na którym naniesiono odległość L_0 , widać, że pełne zwinięcie śladu obejmujące wszystkie wiry nie następuje, gdyż wiry im bliżej osi symetrii, tym mniejszą wykazują tendencję do zwijania. Określenie «pełne zwinięcie śladu» odnosi się do części najintensywniejszych wirów końcowych, które w tym przypadku dla $L_0=13,5$ m wykonały pełny obrót i dotyczy obszaru skrzydła w przedziale $0,8 \leq \eta \leq 1$ (rys. 7c).

Weryfikację deformacji na przykładzie analizy śladu zawirnikowego w locie pionowym (zawis i autorotacja) przeprowadzono następująco. Do obliczeń przyjęto dane łopaty wg modelowych badań, określonych w pracy [13]. Ma to na celu

porównanie wyników obliczeń z wynikami eksperymentalnymi. Obliczenia dla iteracji zerowej przeprowadzono metodą podaną w pracy [8], w której zakłada się nieodkształcalny, cylindryczny kształt śladu.

Zmianę rozkładu prędkości indukowanej w płaszczyźnie wirnika (obliczoną wg pracy [8]) ze względu na kontrakcję strumienia przyjęto jako równą zmianie wywołanej kontrakcją dla uproszczonego odkształcalnego modelu śladu, składającego się z jednej linii wirowej o stałej cyrkulacji równej $3\Gamma_{sr}$. Przybliżenie takie uzasadnia się tym, że parametry geometryczne łopaty przyjętej do obliczeń wywołują prawie stały rozkład cyrkulacji wzdłuż promienia; na zmiany pola prędkości najintensywniej wpływa wir końcowy. Dane porównawcze eksperymentalne [13] dotyczą średnich prędkości przypadających na jeden obrót i dlatego liczba łopat przyjęta do analizy pola średnich prędkości nie gra roli. Uproszczenia te pozwoliły na znaczne zmniejszenie czasu obliczeń pełnej deformacji śladu przy zachowaniu dostatecznej dokładności wyników.

Dane przyjęte do obliczeń. Parametry geometryczne łopaty trapezowej przyjęto wg [13]. Profil NACA 230. $R=1,225$ m, kąt nastawienia na $r=0,7R$ $\vartheta_{0,7}=8,2^\circ=0,1425$ rad, cięciwa u nasady łopaty $b_0=0,08$ m, $a_\infty=dc_z/d\alpha=5,73$, liczba łopat $k=3$, promień łopaty u nasady nieczynnny aerodynamicznie $r_1=0,1R$, promień łopaty uwzględniający współczynnik strat końcowych $r_2=0,97R$, obroty wirnika $n_0=660$ obr/min, prędkość kątowna łopaty wirnika $\omega=69$ s⁻¹, współczynnik strat brzegowych (dla cenny stanu wyjściowego) $\kappa=0,93$, prędkość końca łopaty $\omega R=85$ m/s.

Dla rozpatrywanej łopaty kąt nastawienia przy nasadzie $\vartheta_0=0,2125$ rad, a wielkości t_2, t_3, k_3 charakteryzujące geometrycznie łopatę obliczono wg metody podanej w pracy [6], uwzględniając rzeczywisty obrys i skrócenie łopaty: $t_2=1,400$, $t_3=0,842$; $k_3=0,0505$. Z warunków równowagi łopaty dla zawisu obliczono wg [6] ciąg wirnika $T_0=16$ kG, wobec czego średnia względna prędkość przepływu $\lambda_0=0,0454$.

Wstępnie obliczono rozkład cyrkulacji i pole prędkości wzdłuż łopaty metodą WAN-SZI-CUNA [8] w sposób następujący. Dla określonych danych łopaty oblicza się rozkład cyrkulacji i prędkości wzdłuż promienia łopaty, rozwiązując w cyklu iteracyjnym równanie różniczkowo-całkowe łopaty wirnika śmigłowca dla podziału łopaty na $k_1=10$ odcinków. Według [8] zakłada się nieskończoną liczbę łopat oraz cylindryczny kształt śladu bez kontrakcji.

Cyrkulacja na odcinku Δr_n elementu łopaty w iteracji j

$$\Gamma_n^j = \frac{1}{2} \omega r_n b_n a_n \left(\vartheta_n - \frac{v_n^{j-1}}{\omega r_n} \right).$$

Rozkład prędkości wynikowej w iteracji j

$$v_{zn}^j = \frac{k}{4\pi v_0^{j-1}} \sum_{i=n}^{k_1} \Delta \Gamma_i^j,$$

$$\Delta \Gamma_i^j = \Gamma_n^j - \Gamma_{n-1}^j.$$

gdzie średnie prędkości

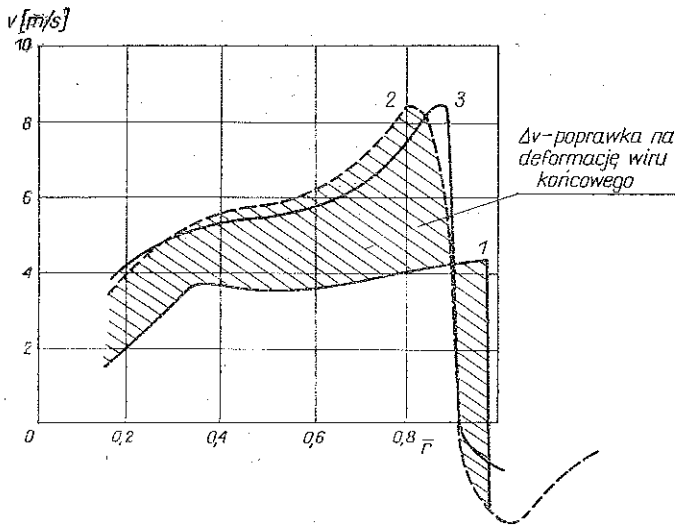
$$v_o^j = \frac{2}{r_2^2 - r_1^2} \sum_1^{k_1} v_{z_n}^{j-1} r_n \Delta r_n.$$

Ze względu na słabą zbieżność procesu iteracyjnego zastosowano, opierając się na fizykalnym odpowiedniku przebiegu osiągania stanu równowagi, przyspieszenie cyklu obliczeń, korygując w iteracji $j+1$ dane wejściowe wg wzoru

$$v_{z_n}^{j+1} = v_{z_n}^j + (v_{z_n}^j - v_{z_n}^{j-1})/q,$$

gdzie q jest wielkością szacunkowego przyrostu.

W przykładzie dla $q=2$ otrzymano zadowalające przybliżenie już w drugiej iteracji. Obliczony tą metodą rozkład prędkości pokazano na rys. 8 (krzywa 1).

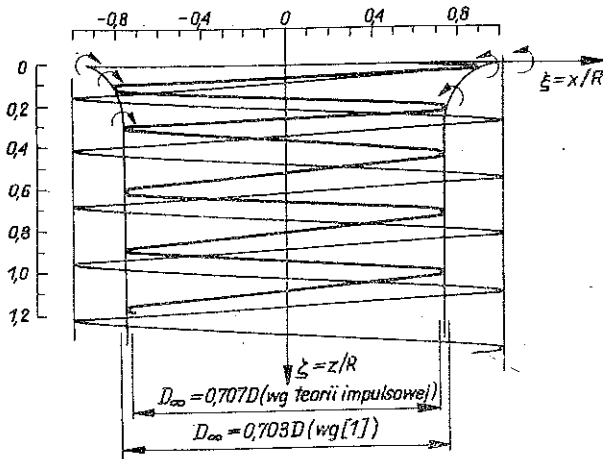


Rys. 8. Pole prędkości: przepływu przez wirnik w zawisie; porównanie metod obliczeniowych z wynikami eksperymentalnymi: 1 — obliczenia wg [8], 2 — obliczenie z uwzględnieniem deformacji śladu, 3 — wyniki eksperymentalne wg [13]

W obliczeniach deformacji śladu w locie poziomym do każdej kolejnej iteracji korygowano dane geometryczne wejściowe, zakładając współczynniki korekcji $q=2$ [29], co odpowiada przyjęciu średniej arytmetycznej danych geometrycznych na wejściu i wyjściu z iteracji poprzedniej. Przyspieszyło to proces iteracyjny skracając cykl do trzech iteracji i likwidując zaobserwowaną niestabilność kolejnych rozwiązań.

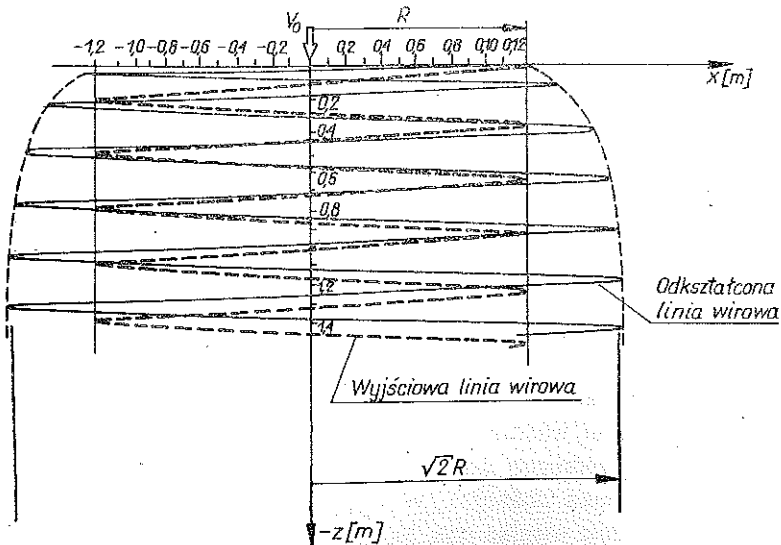
Pole prędkości badano w trzech płaszczyznach dla $\zeta = -0,8, 0$ i $0,93$, kontrolując rozkład prędkości wzdłuż azymutu 0 i π , co pozwoliło na ocenę pulsacji pola i wyznaczenie średniego pola prędkości (przybliżenie poprawne dla śladu od jednej łopaty wirnika nośnego). W wyniku obliczeń otrzymano średnie pole prędkości w płaszczyźnie wirnika (rys. 8), gdzie naniesiono dla porównania również wyniki eksperymentalne i wg metody [8].

Parametry geometryczne uproszczonego i odkształconego śladu zawirnikowego pokazano na rys. 9, na którym zaznaczono zwężenie śladu $0,707 D$ wg teorii impulsowej oraz wg [1], gdzie \bar{r}_∞ określa się z półempirycznej zależności, oceniającej zwężenie śladu jako funkcję obciążenia wirnika. Studium deformacji śladu zawirnikowego w czasie opadania autorotacyjnego przeprowadzono dla następujących danych: $\Gamma = 3,6 \text{ m}^2/\text{s}$, $\omega = 108 \text{ s}^{-1}$, $\rho = 0,125 \frac{\text{kG s}^2}{\text{m}^4}$, $R = 1,225 \text{ m}$, $V_0 = -8,4 \text{ m/s}$.

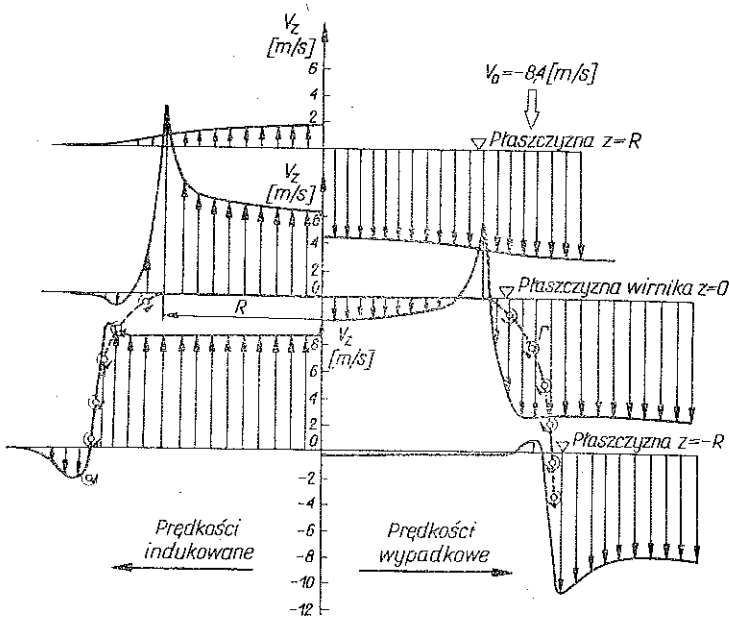


Rys. 9. Ślad zawirnikowy w zawisie

W opadaniu autorotacyjnym obliczono parametry geometryczne i rozkłady prędkości indukowanych śladem wirowym. Wyniki deformacji wiru końcowego pokazano na rys. 10, gdzie zaznaczono wielkość rozszerzania się śladu wg teorii impulsowej; pole prędkości pokazano na rys. 11.



Rys. 10. Odkształcenia śladu zawirnikowego dla autorotacyjnego opadania pionowego



Rys. 11. Pole prędkości wokół wirnika w czasie pionowego opadania autorotacyjnego

3.2. Modele obliczeniowe elementów śmigłowca

W zagadnieniu interferencji w konstruowaniu ogólnego modelu obliczeniowego należy opracować lub zaadaptować istniejące modele obliczeniowe elementów śmigłowca, umożliwiając tym samym rozwiązanie całości problemu. Bardziej szczegółowo omówiono model wirnika, skrzydła w opływie z oderwaniem i kadłuba ze względu na nietypowe ich ujęcie oraz ze względu na dużą wagę rozwiązania całości zagadnienia. Zasadniczym celem przy konstruowaniu modelu było takie obranie poszczególnych modeli, aby można było bez trudności połączyć je w jeden układ pozwalający na integralne rozwiązanie interferencji. W tym celu dążono do unifikacji metody, opierając się na teoriach wirowych i stosowano ten sam sposób całkowania zaburzeń pochodzących od dyskretnych elementów śladów oraz stosowano zasadę superpozycji dowolnych zaburzeń w płaszczyźnie poszczególnych generatorów śladów.

Model obliczeniowy wirnika. Do analizy zagadnienia interferencji opracowano model obliczeniowy wirnika nośnego, odwzorowujący zjawiska fizyczne związane z aerodynamiką wirnika i dynamiką ruchu łopatek. Model ten wykorzystano do oceny własności wirnika w dowolnym polu prędkości zaburzonym obecnością skrzydła i kadłuba oraz do oceny zagadnień pochodnych, związanych z problemem interferencji.

Do uzyskania dokładniejszych wyników przyczyniło się: 1) obliczanie toru równowagi wahań łopatek — przez numeryczne rozwiązanie równania różniczkowego ruchu łopatek; 2) uwzględnienie oddziaływania odkształcalnego śladu zawirnikowego indukującego pole prędkości w płaszczyźnie wirnika; 3) łączne uwzględ-

nienie niestacjonarności opływu profilu łopaty, wpływu ściśliwości, zjawiska dynamicznego oderwania strug i trójwymiarowości opływu elementu łopaty; 4) uogólnienie modelu obliczeniowego dla dowolnych parametrów geometrycznych łopaty o zamocowaniu sprężystym; 5) uwzględnienie odwrotnego opływu, co pozwoliło na analizę charakterystyk wirnika przy dużych wartościach względnej prędkości μ .

Obliczanie toru równowagi łopaty. Zadanie polega na obliczaniu toru łopat dla założonego położenia układów sterujących oraz dowolnego rozkładu pola prędkości przepływu przez wirnik przy wprowadzeniu uściśleń dotyczących obciążeń aerodynamicznych elementu łopaty.

Rozwiązać należy następujące równanie różniczkowe wahań łopaty:

$$\beta''(\psi) + A(\psi)\beta'(\psi) + B(\psi) + C(\psi, \beta, \beta') = 0.$$

Ze względu na to, że współczynniki A, B, C są funkcjami uwikłanymi azymutu ψ , przy czym C dodatkowo funkcją uwikłaną β i $d\beta/d\psi$, przyjęto numeryczną zmodyfikowaną metodę Eulera rozwiązania równania przy iteracyjnym rozwiązaniu każdego kroku z dokładnością

$$\Delta\beta = |\beta(\psi_i)' - \beta(\psi_{i-1})'| \leq 0,0001.$$

Tor łopaty jest funkcją okresową z okresem 2π . Wyjściowe warunki, obliczone z charakterystyk uproszczonych, w ogólnym przypadku nie stanowią parametrów położenia równowagi. Odchylenie od stanu równowagi odpowiada zaburzeniu ruchu wahającego. Zaburzenie to w przypadku tłumienia wahań zanika i z obraną dokładnością ε dla okresowego rozwiązanie $|\Delta\beta| < \varepsilon$ i $|\Delta\beta'| < \varepsilon$ można wyznaczyć tor równowagi łopaty w przedziale 2π , co pozwala obliczyć obciążenia wirnika. W modelu przyjętym do obliczeń równanie w postaci bezwymiarowej przyjmuje postać

$$\beta'' = \gamma m_0 - \frac{g S_{pp}}{I_{pp} \omega^2} - \frac{\beta k_H}{I_{pp} \omega^2} - \left(\cos \beta - \frac{l_0 S_{pp}}{I_{pp}} \right) \sin \beta,$$

gdzie $\beta = \beta(\psi)$, $\beta' = d\beta/d\psi$, $\beta'' = d^2\beta/d\psi^2$ są funkcjami okresowymi z okresem 2π .

Moment sił względem przegubu poziomego w postaci bezwymiarowej jest następujący:

$$m_0 = m_0(\psi) = \int_{r_1}^{\bar{r}_2} \frac{dt}{d\bar{r}} (\bar{r} - l_0) d\bar{r}.$$

Dla analizy wahań przyjęto rozkład ciągu w postaci

$$\frac{dt}{d\bar{r}} = c_x \bar{U}_r^2 \bar{b},$$

gdzie $\bar{b} = b/b_0$, γ ,

$$\bar{U}_n = \left[\frac{V_0 \sin(\tau + \alpha_1)}{\omega R} \right] + \bar{v} \cos \beta + \mu \cos \psi \sin \beta + (\bar{r} - l_0) \frac{d\beta}{d\psi}.$$

Położenie tarczy sterującej względem wału jest określone za pomocą następujących wzorów: pochylenie

$$\vartheta_{t_y} = \frac{a_1 + \bar{k}b_1}{1 + \bar{k}^2} + \tau - \theta - \varphi_y;$$

przechylenie

$$\vartheta_{t_x} = -\frac{b_1 - \bar{k}a_1}{1 + \bar{k}^2} + \gamma_x - \varphi_x.$$

Położenie płaszczyzny końców łopat względem płaszczyzny obrotów określają wzory

$$a_{1s} = \varphi_y - \gamma_y, \quad b_{1s} = \varphi_x - \gamma_x.$$

Następne wielkości potrzebne do naszych rozważań są następujące:
wypadkowa względna prędkość opływu elementu profilu

$$\bar{W} = \sqrt{\bar{U}_r^2 + \bar{U}_n^2},$$

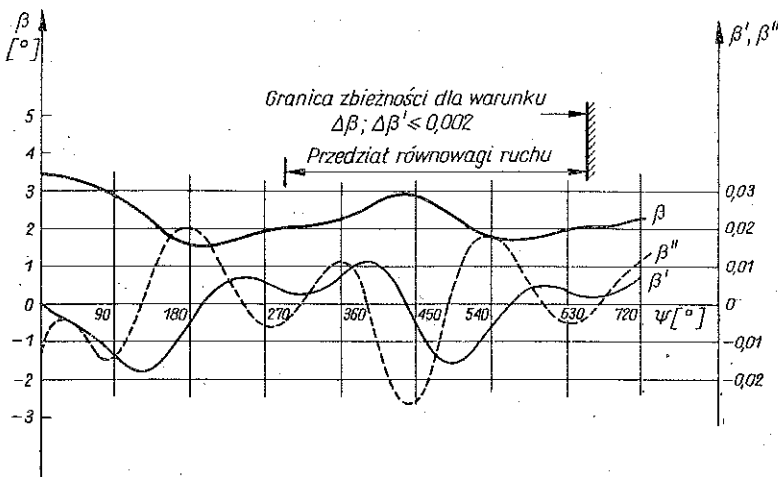
prędkość Macha opływu elementu łopaty

$$M = \frac{\bar{W}\omega R}{a^*};$$

kąt natarcia elementu profilu łopaty

$$\alpha_t = \vartheta_{0.1} - \vartheta_{s_0} - \frac{\bar{U}_n}{\bar{U}_r} - (\vartheta_{t_y} - \vartheta_{t_x} \bar{k}) \sin \psi + (\vartheta_{t_x} + \bar{k}\vartheta_{t_y}) \cos \psi - \bar{k}\beta.$$

Dla podanych wyżej kątów natarcia obciążenia aerodynamiczne liczy się w układzie związanym z opływem elementu zgodnie z zasadami aerodynamiki elementu łopaty wirnika, przyjętej dla modelu obliczeniowego wirnika, odnosząc te obciążenia do układu związanego z wirnikiem. Sterowany cyklicznie ruch przekre-



Rys. 12. Parametry ruchu łopaty dla $\mu=0,3$

cania łopaty z uwzględnieniem kinematycznego sprzężenia wahań i przekręceń, charakteryzują równania

$$\vartheta' = \frac{d\vartheta}{d\psi} = -(\vartheta_{t_y} - \vartheta_{t_x} \bar{k}) \cos \psi - (\vartheta_{t_x} + \bar{k} \vartheta_{t_y}) \sin \psi - \bar{k} \frac{d\beta}{d\psi},$$

$$\vartheta'' = \frac{d^2\vartheta}{d\psi^2} = (\vartheta_{t_y} - \vartheta_{t_x} \bar{k}) \sin \psi - (\vartheta_{t_x} + \bar{k} \vartheta_{t_y}) \cos \psi - \bar{k} \frac{d^2\beta}{d\psi^2}.$$

Charakter rozwiązania ilustruje rys. 12.

Aerodynamika elementu łopaty przyjęta w modelu obliczeniowym wirnika. Przyjęte wzory określające obciążenia aerodynamiczne elementu łopaty w modelu obliczeniowym wirnika powinny uwzględniać jednocześnie zjawiska oscylacji kąta natarcia i prędkości opływu profilu z azymutem, zjawiska ściśliwości związane z przechodzeniem okresowym przez obszar powyżej M_{kr} oraz zjawiska związane z oderwaniem strug ze względu na przechodzenie w pewnych stanach lotu przez obszar objęty oderwaniem. Przy ocenie zagadnienia oderwania strug na łopatach wirnika, na podstawie analizy przeprowadzonej w pracy [31], jako kryterium przyjęto kąt natarcia. Dla kątów natarcia poniżej kąta krytycznego najbardziej odpowiednie jest przyjęcie klasycznych metod uwzględniających niestacjonarność opływu, a powyżej kąta krytycznego przyjęcie związków jak dla stacjonarnego opływu nie powoduje zbyt dużych błędów ze względu na mały wpływ częstotliwości oscylacji na charakterystyki profilu w zakrytycznym opływie oraz z powodu praktycznie niedużego, dopuszczalnego w eksploatacji obszaru oderwania na powierzchni wirnika. Model obliczeniowy wirnika przy znacznym obszarze opływu zakrytycznego wymaga większych uściśleń odnośnie do charakterystyk aerodynamicznych profilu w opływie z oderwaniem.

Na ocenę oderwania pozwala znajomość rozkładu rzeczywistych kątów natarcia na powierzchni wirnika oraz rozkładu krytycznych kątów (zależnych głównie od własności profili, stanu lotu i liczby M). W obliczeniach rozkładu rzeczywistych kątów natarcia $\alpha(\psi, r)$ uwzględnia się rzeczywisty tor łopaty i pole prędkości indukowane przez wiry skupione; dla rozkładu krytycznych kątów natarcia $\alpha_{kr}(\psi, r)$ uwzględniono własności profilu (grubość cięciwy), prędkość opływu M , a również M_{kr} profilu zależne od kąta natarcia α , kąt skosu napływu A oraz przyrost dynamicznego kąta krytycznego oderwania zależnego głównie od $da/d\psi$ (prędkości zmian kąta natarcia). Widać tu już sprzężenie między oceną parametrów wirnika (np. toru łopaty) i granicą oderwania, które musi być uwzględnione w ogólnej procedurze liczenia charakterystyk wirnika.

Liczba Macha wpływa również na α_{kr} przez zmianę $c_{z_0}(M)$. Należy zauważyć, że w przedziale liczb Macha, odpowiadających pracy łopat wirnika w przedziale $0 < \psi < 2\pi$, możliwa jest aproksymacja liniowa oraz obliczanie α_{kr} ze wzoru $\alpha_{kr} = c_z \sqrt{1 - M^2/a}$ dla $M < M_{kr}$ i ze wzoru $\alpha_{kr} = c_z/a_\infty$ dla $M > M_{kr}$, co równa się wielkości stacjonarnego kąta krytycznego profilu.

Trójwymiarowość opływu uwzględnia się wprowadzając wpływ kąta skosu napływu A wg wzoru

$$c_{z_0}(A) = \frac{[c_{z_0}(A)]_{A=0}}{\cos A}.$$

Przyrost dynamicznego kąta natarcia oceniono na podstawie pracy [16], gdzie uwzględniono zmiany $c_z = f(\alpha, V, c)$, co odpowiada również badaniom profili oscylujących [18 i 19] dla różnych liczb M .

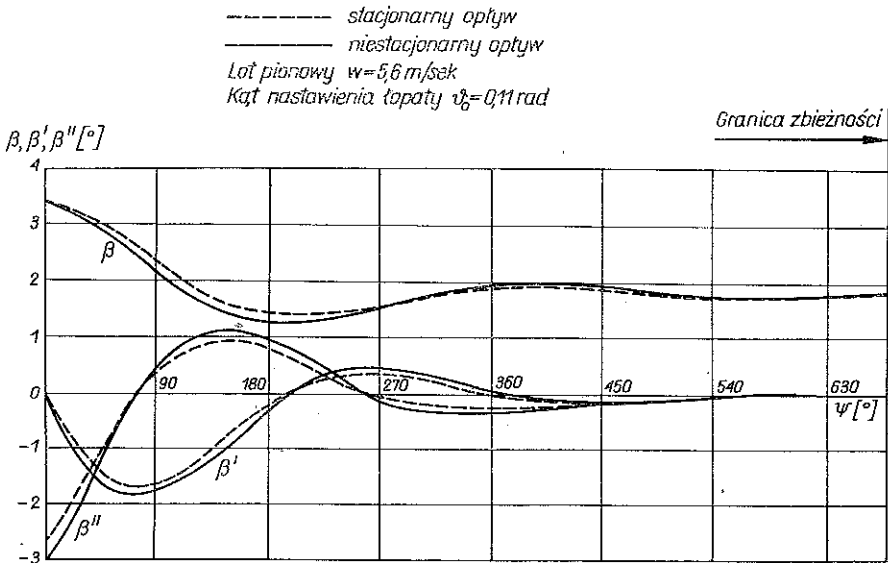
W algorytmach obliczeniowych dla fragmentów modelu wirnika w miarę możliwości stosowano aproksymację, odpowiednim wzorem zjawisk aerodynamicznych jako sprawniejszą i mniej kłopotliwą od korzystania z tablic danych wejściowych. W przypadku nieciągłości czy gwałtownych zmian charakterystyk ze zmianą ocenianego parametru przybliżenia dokonywano w odpowiednio dobranych przedziałach.

Wpływ niestacjonarności opływu można określić za pomocą wzoru dostosowanego do obliczeń na maszynach cyfrowych. Ma on postać

$$c_z = \frac{dc_z}{d\alpha} \left[\tilde{F}\alpha + \left(\frac{\tilde{k}}{2} + \tilde{G} \right) \frac{d\alpha}{d\psi} + 2 \left(\frac{3}{4} - \tilde{a} \right) \tilde{F}\tilde{k} \frac{d\vartheta}{d\psi} - \tilde{k}^2 \left(\tilde{a} - \frac{1}{2} \right) \frac{d^2\vartheta}{d\psi^2} \right],$$

gdzie \tilde{F} i \tilde{G} są funkcjami Theodorsena, $\tilde{k} = b\omega/2W$ jest zredukowaną częstotliwością liczoną dla każdego elementu łopaty, a oznacza odległość punktu przyłożenia siły aerodynamicznej profilu łopaty, $\vartheta(\psi)$ funkcję przekręcania łopaty ze zmianą azymutu.

Iloczyn $\tilde{F}\alpha$ zastępuje dokładniejsze wyrażenie $\alpha_{sr} + \tilde{F}(\alpha - \alpha_{sr})$, które powinno być użyte. Jednakże dla danego \tilde{F} zmiany $\alpha(\psi)$ nie są znane i co za tym idzie nie-



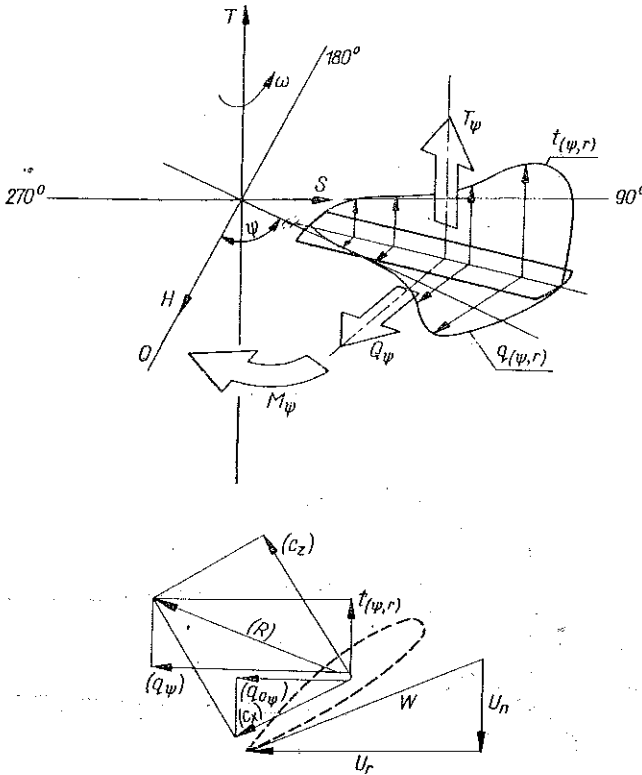
Rys. 13. Porównanie wyników obliczania dla lotu pionowego toru łopaty przy tych samych warunkach początkowych i przy zastosowaniu w procesie obliczeń wzorów jak dla opływu stacjonarnego i niestacjonarnego elementu łopaty wirnika nośnego

znana jest również α_{sr} ; liczenie należałoby przeprowadzić iteracyjnie. Stąd wprowadzono uproszczenie, które ma wpływ pomijalnie mały.

Kontrolę wzoru przeprowadzono analizując ruch łopat wirnika w przepływie osiowym (rys. 13), kiedy opływ w stanie równowagi łopaty jest fizycznie opływem stacjonarnym osiowo symetrycznym.

Obciążenia wirnika. Do obliczania obciążeń wirnika przyjmuje się dokładniejsze związki, których uproszczenie nie miało zauważalnego wpływu przy liczeniu toru łopaty, a znacznie przyspieszyło cykl obliczeń, natomiast przy liczeniu obciążeń wirnika i pochodnych charakterystyk mogłoby w niektórych przypadkach dać wynik niedostatecznie dokładny.

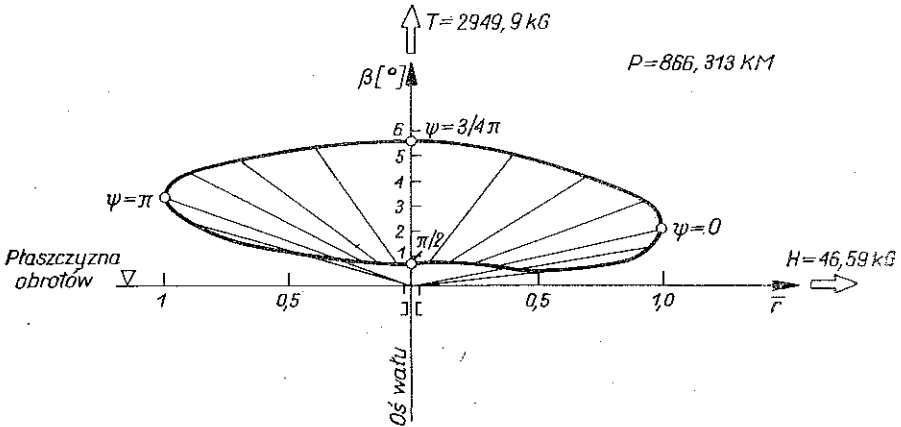
Dla obliczonego w poprzednim etapie toru równowagi liczy się rozkłady obciążeń wzdłuż osi łopat i obciążeń w przegubach, a następnie, całkując je, można otrzymać średnie wypadkowe obciążenia łopat lub wirnika (ciąg, siła boczna wirnika, moc — wg oznaczeń na rys. 14).



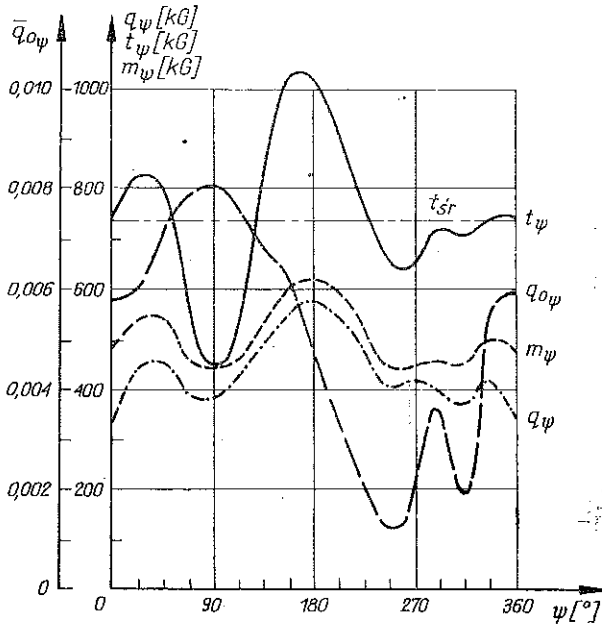
Rys. 14. Przyjęte oznaczenia obciążeń łopaty

W dalszej kolejności rozpatruje się poprzednio obliczony przedział zgodności toru równowagi łopaty $\psi_k - 2\pi < \psi < \psi_k$, gdzie ψ_k oznacza azymut, obliczony z dokładnością do $|\Delta\beta|$ i $|\Delta\beta'|$.

Charakter rozkładu obciążeń wirnika pokazano na rys. 15 i 16.



Rys. 15. Tor równowagi łopaty oraz obciążenia wypadkowe wirnika w układzie związanym z płaszczyzną obrotów



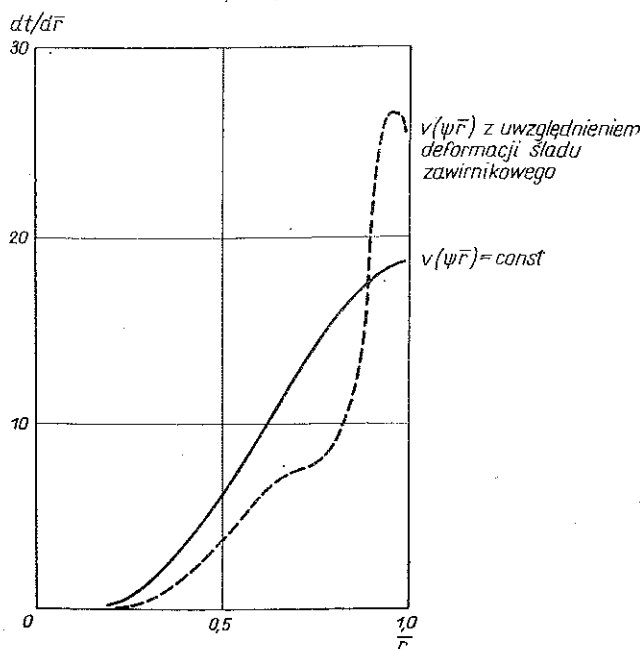
Rys. 16. Rozkład jako funkcja azymutu obciążeń jednej łopaty t_ψ ciężaru, m_ψ momentu w płaszczyźnie obrotów, q_ψ oporu wypadkowego, $q_{0\psi}$ współczynnika oporu profilowego. Zaznaczono wielkość średniego ciężaru łopaty w czasie pierwszego obrotu t_{sr}

Zagadnienie śladu zawirnikowego. Ślad wirowy spływający z łopat wirnika układa się w formie powierzchni trochoidalnych deformujących się pod wpływem wzajemnej indukcji ich elementów wirowych. Ślad ten zawiera wiry związane oraz swobodne podłużne i poprzeczne, których natężenie jest zmienne i zależy od azymutu i promienia.

Metoda ogólna oceny parametrów geometrycznych śladu i pola prędkości wokół wirnika, nadająca się do przypadków lotu ustalonego śmigłowca i manewru, to metoda niestacjonarna; opisana została w p. 3.1. Prędkością unoszenia jest tu wypadkowa prędkości ruchu śmigłowca i elementu łopaty, a prędkość indukowana (deformacji) liczy się dla kolejnych odcinków czasu z uwzględnieniem chwilowego kształtu śladu. Jako pierwsze przybliżenie zakłada się model półsztywnego śladu zawirnikowego w formie regularnej, trochoidalnopodobnej powierzchni wewnątrz skośnego cylindra o podstawie będącej płaszczyzną dysku wirnika, przy kącie skosu określonym stosunkiem prędkości normalnej przepływu przez wirnik do stycznej w płaszczyźnie wirnika, dla średniej prędkości indukowanej wyznaczonej wg teorii impulsowej.

W kolejnych iteracjach przeprowadza się proces deformacji śladu aż do chwili, kiedy wstępne zaburzenie, określone na podstawie przybliżonych parametrów geometrycznych, oddali się od wirnika na odległość w przybliżeniu jednej średnicy; pomija się wówczas wpływ pozostałej części śladu i wtedy z dostateczną dokładnością będzie zachowana powtarzalność odkształcającego się śladu, związanego z cykliczną zmianą warunków pracy łopat wirnika.

W celu skrócenia czasu obliczeń wprowadzono następujące uproszczenia:
1) ślad bliski łopaty ($\Delta\psi \approx 30^\circ$) wpływa na rozkład pola prędkości w płaszczyźnie



Rys. 17. Wpływ deformacji śladu na rozkład ciągu wzdłuż promienia dla przypadku zawisu

ruchu rozpatrywanej łopaty, zmieniając rozkład obciążeń, a tym samym i cyrkulacji na łopacie; 2) podlegający deformacji ślad daleki, w którym rozkłady cyrkulacji określa się wg uproszczonych teorii, generuje nierównomierne, quasi-stacjonarne pole prędkości w danym obszarze kontrolnym (np. w płaszczyźnie wirnika) i jest

przedłużeniem śladu bliskiego łopaty, w płaszczyźnie której liczy się pole prędkości; 3) ślad wirów poprzecznych uwzględnia się tylko dla łopaty, której ruch rozpatruje się przez wprowadzenie wzorów uwzględniających niestacjonarność opływu profilu oscylującego z zastosowaniem funkcji $\bar{F}(\bar{k})$ i $\bar{G}(\bar{k})$ o średniej wielkości \bar{k} , obliczonej dla ruchu elementu łopaty na wycinku powierzchni wirnika $\Delta r \Delta \psi r$, 4) związane wiry łopaty mają niewielki wpływ na pole prędkości w płaszczyźnie łopat i kształt śladu, uwzględnione są częściowo przez wprowadzenie charakterystyk aerodynamicznych elementu łopaty; można zatem ich wpływ pominąć.

Obliczenie przykładowe wykonane dla zawisu obejmuje deformację śladu przy stałym położeniu tarczy sterującej wirnika bez pętli iteracyjnych, korygujących rozkłady obciążeń łopat, wynikających z deformacji śladu. Dane do przykładu przeliczeniowego przyjęto takie same jak w pracy [13] dla badanego modelu wirnika nośnego; wyszczególniono je w punkcie dotyczącym weryfikacji modelu obliczeniowego (p. 3.1).

Wpływ deformacji śladu na rozkład ciągu pokazano na rys. 17, na którym widać wyraźnie dociążenie końców łopat spowodowane kontrakcją strumienia.

Wypadkowe obciążenia wirnika dla przykładu obliczeniowego w zawisie w zależności od przyjętego pola prędkości indukowanej ilustruje tablica 1.

Tablica 1

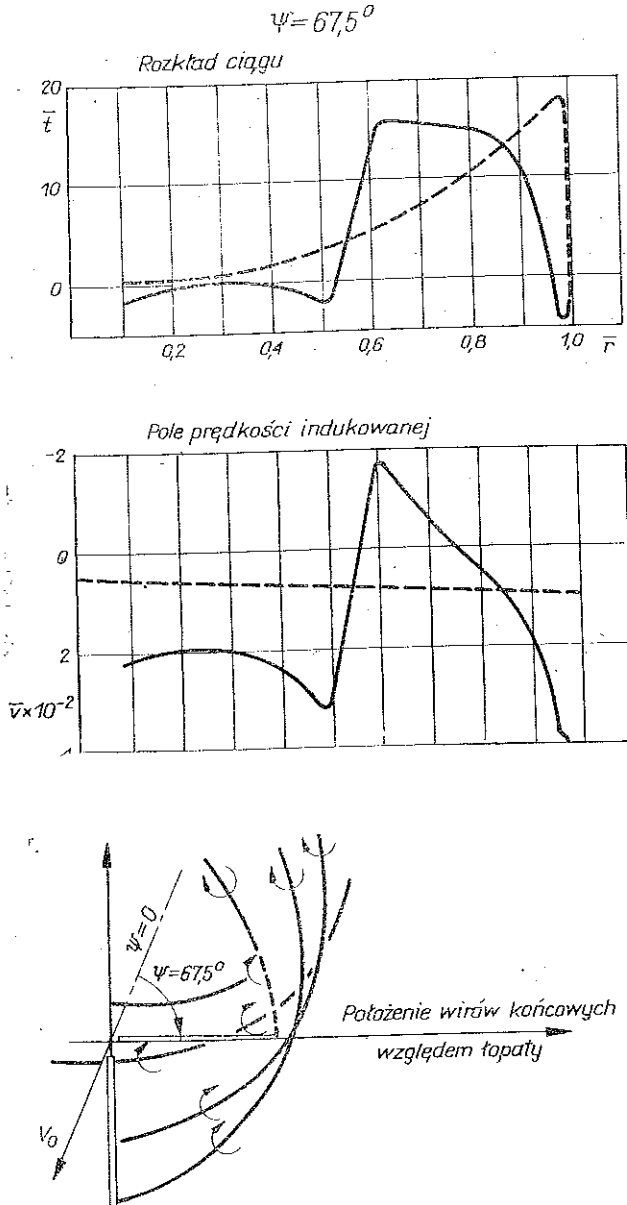
Wariant obliczeń	Pole prędkości	T	P	$k_T = \frac{T}{P}$
		Ciąg	Moc	Ciąg jednostkowy
		kG	KM	kG/KM
A	indukowanej stałe	19,7	1,44	13,7
B	wg [8]	20,2	1,46	13,8
C	indukowanej z uwzględnieniem deformacji	14,5	1,25	11,7

Przyrost mocy na skutek deformacji $k_{T(A)} - k_{T(C)}$ wynosi 1,17, co oznacza, że w tym przykładzie nieuwzględnienie deformacji śladu daje błąd w ocenie mocy niezbędnej w przybliżeniu 17%. Jest to zgodne z fizycznym sensem wpływu zjawiska deformacji śladu ze względu na zwiększone obciążenie końców łopat (rys. 17).

Analiza pola prędkości indukowanej śladem zawirnikowym w locie poziomym. Porównano dwa typy pola prędkości: wg. Glauerta $\bar{v}(\psi, \bar{r}) = \bar{v}_0 (1 + K\bar{r} \cos \psi)$ i nierównomierne pole indukowane dyskretnym śladem zawirnikowym. W przykładzie przyjęto zerowy kąt pochylenia wału wirnika (co odpowiada śmigłowcom z dodatkowym ciągiem) dla lotu poziomego przy $\mu = 0,3$. W tym przypadku wpływ śladu (ze względu na bliskie jego położenie względem łopat a nawet przecinanie ich toru) jest największy.

Wpływ pola prędkości indukowanej na rozkład ciągu ilustruje rys. 18. Nie na wszystkich azymutach zauważa się jednakowy wpływ na rozkład ciągu. Największy

wpływ występuje w pobliżu azymutu $\psi = 90^\circ$ ze względu na duży udział prędkości indukowanej w kącie natarcia elementu łopaty, małe kąty nastawienia ($\beta_0 - \alpha_1$) i niewielką składową napływu niezaburzonego strumienia. W pobliżu azymutów $\psi = 0$ i 180° zmniejsza się udział prędkości indukowanej ze względu na wzrost składowej napływu strumienia (kąt stożka wirnika $\alpha_0 > 0$), a przy azymucie $\psi = -270^\circ$ — ze względu na duży kąt nastawienia ($\beta_0 + \alpha_1$).

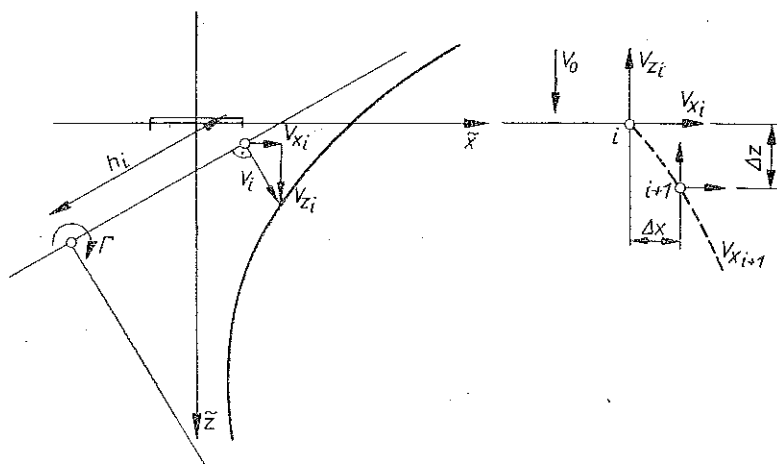


Rys. 18. Wpływ pola prędkości indukowanej śladem zawirnikowym w płaszczyźnie wirnika na rozkład ciągu wzdłuż łopaty znajdującej się na azymucie $\psi = 67,5^\circ$

Model obliczeniowy skrzydła. Rozpatrzono dwa typy modeli skrzydła: pracującego bez oderwań (model powierzchni nośnej śladu wirowego) oraz skrzydła pracującego w oderwaniu (model wirowy oderwania). W modelach tych uwzględnia się deformację śladu zaskrzydłowego.

W locie skośnym rozkład cyrkulacji na skrzydle w polu zaburzonym obecnością wirnika liczy się jak w przypadkach klasycznej teorii płata nośnego (np. wg GLAUERTA, MULTHOPPA, SHRENKA) dla ustalonego uśrednionego przepływu w obszarze skrzydła z korekcją rozkładu cyrkulacji zaburzenia lub metodą iteracyjną. Rozkład cyrkulacji obliczony metodą klasyczną jest zadowalająco dokładny, dlatego, że rozkład ten jest podstawą przede wszystkim do oceny natężenia cyrkulacji w śladzie zaskrzydłowym, indukującym pole prędkości wokół skrzydła. Obciążenia skrzydła liczy się metodą paskową, odnosząc układ obciążeń związany z opływem elementu skrzydła do układu, w którym liczone są wypadkowe obciążenia systemu nośnego wirnik-skrzydło. Pole prędkości indukowane śladem zaskrzydłowym oraz parametry geometryczne odkształcalnego śladu liczy się w procesie numeryczno-iteracyjnym wg zasad podanych w p. 3.1 przy założeniu prędkości unoszenia równej prędkości lotu śmigłowca po torze.

Zastosowanie wirowego modelu śladu wirnika nośnego skłania do opracowania wirowego modelu oporu skrzydła dla przypadku pracy skrzydła z oderwaniem strug (w locie pionowym śmigłowca) w celu rozwiązania zagadnienia interferencji układu wirnik-skrzydło tą samą metodą interakcji elementów wirowych jaką stosowano w przypadku wirnika i modelu nośności skrzydła. Ponadto wirowy model



Rys. 19. Schemat oddziaływania elementu wirowego o cyrkulacji Γ na punkt i i innego elementu wirowego

oporu skrzydła względnie najdokładniej pozwala na trójwymiarowe odwzorowanie zakłóceń pola prędkości w płaszczyźnie wirnika, co jest istotne ze względu na charakter pracy łopatek wirnika i proporcje geometryczne systemu wirnik-skrzydło.

Dla modelu oporu płaskiej płytki prostokątnej w równoległym ustalonym przepływie przy kącie natarcia 90° podajemy podstawowe założenia i zasady konstrukcji

wirowego modelu oporu skrzydła: 1) powierzchnię nieciągłości wg modelu Kirchhoffa-Helmholtza lub pryzmatyczną półnieskończoną powierzchnię, podstawę której stanowi płytka, zastępuje się powierzchnią wirową o stałym rozkładzie natężenia cyrkulacji; 2) przeprowadza się podział dyskretny tej powierzchni wirowej równoległe do płytki o stałych odległościach między elementami wirowymi; 3) średnia prędkość wypadkowego przepływu w płaszczyźnie płytki powinna równać się zeru; w tym celu określa się odpowiednio natężenie cyrkulacji powierzchni wirowej w warunku brzegowym zagadnienia.

Deformacje śladów oderwania wywołane wzajemnym oddziaływaniem elementów wirowych pokazano na rys. 19. Określa się je następująco. Obliczamy deformację śladu po upływie czasu $\Delta t = \frac{2 \Delta z_0}{V_0}$, gdzie Δz_0 jest odstępem dyskretnego podziału śladu:

$$\Delta z_i = \left(\frac{V_{z_i} + V_{z_{i+1}}}{2} + V_0 \right) \Delta t,$$

$$\Delta x_i = \frac{(V_{x_i} + v V_{i+1}) \Delta t}{2};$$

nowe współrzędne dyskretnych elementów wirowych wynoszą $\tilde{x}_i = \tilde{x}_{i-1} + \Delta x_i$, $\tilde{z}_i = \tilde{z}_{i-1} + \Delta z_i$.

Weryfikacja modelu oporu skrzydła. Kontrolę na przykładzie analizy dwuwymiarowego opływu płytki w przepływie z oderwaniem przeprowadzono sprawdzając parametry geometryczne linii nieciągłości, rozkłady pola prędkości i opór płytki.

Przepływ potencjalny «z oderwaniem» — model Kirchhoffa. Równanie parametryczne swobodnej linii prądu [28] jest następujące:

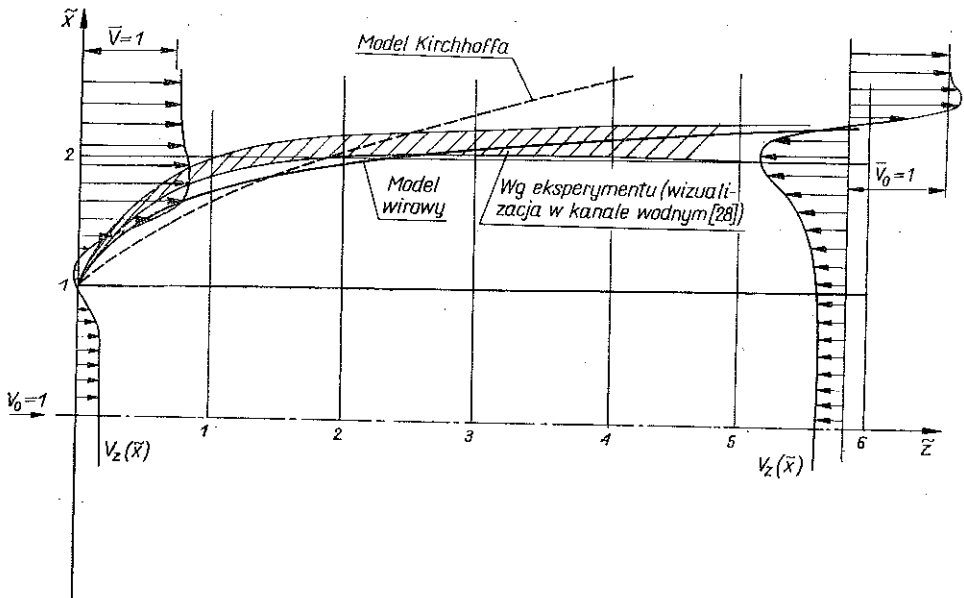
$$\tilde{z} = \frac{1}{4 + \pi} [t_0 \sqrt{t_0^2 - 1} - \lg(t_0 + \sqrt{t_0^2 - 1})],$$

$$\tilde{x} = \frac{1}{2} + \frac{2l}{4 + \pi} (t_0 - 1), \quad t_0 > 1 \text{ dla } l = 2.$$

Rozwiązanie tego równania pokazano na rys. 20.

Wirowy model oporu płytki nieskończonej. Na rys. 20 przedstawiono dla porównania kształt linii opływu obliczony wg modelu Kirchhoffa i odkształcalnego śladu wirów oporowych oraz na podstawie rysunku linii prądu z badań opływu płytki w kanale wodnym [28]. Przedstawiono także pole prędkości wywołane wirowym śladem za płytką.

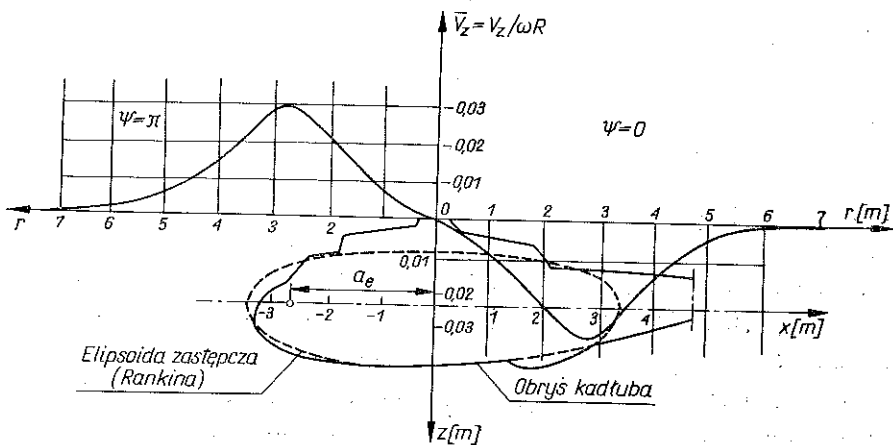
Zajmiemy się z kolei obliczeniowym modelem kadłuba. Obecność kadłuba śmigłowca wpływa na układ wirnik-skrzydło dwojako: przez udział w obciążeniach układu nośnego z powodu obciążeń aerodynamicznych woporu i oporu kadłuba oraz przez zaburzenie opływu układu nośnego. Wpływ obciążeń aerodynamicznych kadłuba uwzględniono w p. 4.1, dotyczącym modelu pierwszego stopnia przy rozpatrywaniu równowagi śmigłowca w locie skośnym. Opływ kadłuba ocenia się rozpatrując opływ potencjalny, osiowosymetryczny ciała Rankina



Rys. 20. Porównanie opływu płytki obliczonego metodą Kirchhoffa dla modelu wirowego i wg eksperymentu

odwzorowującego kadłub [24] o wymiarach w przybliżeniu odpowiadających kadłubowi, oszacowanych graficznie (rys. 21). Przyjmijmy oznaczenia następujące: h_w wysokość wirnika nad osią symetrii, l_k długość bryły zastępczej, h_k wysokość bryły. Należy obliczyć położenie ognisk elipsoidy zastępującej kadłub a_e z następującego równania ósmego stopnia:

$$a_e^8 - a_e^6 4l_k^2 + a_e^4 6l_k^4 - a_e^2 (4l_k^6 + l_k^2 h_k^4) + l_k^8 - l_k^2 h_k^6 = 0.$$



Rys. 21. Wyniki obliczeń pola prędkości w płaszczyźnie wirnika (dla $\psi=0, \psi=\pi$) wywołanego opływem kadłuba dla prędkości lotu $V_0=63$ m/s

Rozwiązania powinny spełniać następujące warunki: powinny być rzeczywiste, dodatnie, spełniać równanie

$$(l_k^2 - a_e^2)^2 = l_k h_k^2 \sqrt{a_e^2 + h_k^2}$$

oraz warunek $0 < a_e < l_k$.

Pole prędkości w płaszczyźnie wirnika (prędkości prostopadłych do płaszczyzny wirnika) w punktach F wyznaczonych współrzędnymi biegunowymi \bar{r}_j i ψ_u określone jest wzorem

$$V_F = V_0 \frac{b_e^2 h_w}{2} \left\{ \frac{1}{[h_w^2 + (r_j R)^2 + a_e^2 + 2a_e \bar{r}_j R \cos \psi_u]^{3/2}} - \frac{1}{[h_w^2 + (r_j R)^2 + a_e^2 - 2a_e \bar{r}_j R \cos \psi_u]^{3/2}} \right\},$$

gdzie $b_e = \frac{l_k^2 - a_e^2}{\sqrt{2a_e l_k}}$.

We wzorach tych r_j podane są w odpowiednich tablicach dla $j=1, 2, \dots, J$ oraz $\psi_u = u\Delta\psi$ dla $u=1, 2, \dots, U$.

Omawiany model jest poprawny w większości przypadków spotykanych w praktyce, a więc dla typowych kadłubów o opływowym kształcie i dla małych kątów pochylenia kadłuba względem przepływu. Dla większych kątów pochylenia kadłuba należałoby superponować opływ osiowy ciała Rankina i dwuwymiarowe opływy prostopadłe do osi kadłuba, zastąpione go elementami walcowymi.

Omówione uproszczenia są dopuszczalne w większym zakresie również dlatego, że wpływ obecności kadłuba dla spotykanych zazwyczaj parametrów konstrukcyjnych kadłuba nie jest duży, poza tym większy jest wpływ składowej osiowej prędkości opływu od normalnej do kadłuba zwłaszcza przy większych prędkościach lotu.

Ilustrację zaburzenia w płaszczyźnie wirnika wywołanego opływem kadłuba przedstawia rys. 21.

4. METODA ROZWIĄZANIA PROBLEMU INTERAKCJI DLA USTALONEGO, SKOŚNEGO LOTU ŚMIGŁOWCA

Rozwiązanie przebiega w procesie dwuetapowym. W pierwszym etapie, opierając się na modelu uproszczonym i posługując się wielkościami średnimi zaburzeń ośrodka i obciążeń elementów śmigłowca dla danego stanu lotu (dla kąta toru lotu θ i dla prędkości po torze V_0), obliczamy położenie śmigłowca w przestrzeni i wzajemną konfigurację jego elementów dla warunków równowagi.

W drugim etapie, traktując wyniki pierwszego etapu jako dane wejściowe, posługując się modelem ścisłym oraz stosując teorię wirową dla modelu układu nośnego wirnik-skrzydło, rozwiązuje się w procesie iteracyjnym właściwe zadanie interferencji.

4.1. Model uproszczony (równowaga śmigłowca w locie skośnym)

Wzajemne oddziaływanie wirnika i skrzydła przez ośrodek i więzy konstrukcyjne, łączące oba elementy nośne, przy uwzględnieniu warunków brzegowych typowych dla rozpatrywanego układu, rozwiązano na podstawie modelu uproszczonego odwzorowującego równowagę śmigłowca w locie skośnym. W wyniku analizy równowagi otrzymano informacje o: 1) położeniu wirnika i kadłuba w przestrzeni; 2) obciążeniu wirnika nośnego (wielkości sił i momentów działających na wirnik); 3) położeniu wzajemnym elementów śmigłowca (skrzydła, usterzenia, tarczy sterującej itp.) zapewniającym ustalony stan równowagi.

Założenia wstępne są następujące: 1) przyjęcie charakterystyk aerodynamicznych elementów śmigłowca (kadłuba, skrzydła, usterzenia) w zależności od kąta opływu; 2) określenie stanu lotu (kąta nachylenia toru lotu i wielkości prędkości po torze); 3) ustalenie odpowiednich warunków brzegowych czyli realizacji założonego stanu lotu w sposób charakterystyczny dla rozpatrywanego układu śmigłowca.

Wprowadzamy następujące oznaczenia: x_0, y_0, z_0 układ współrzędnych związany z torem lotu, x, y, z układ związany z ziemią (z wyróżnieniem poziomu i pionu), X_i, Y_i, Z_i siły, M_i — momenty, x_i, y_i, z_i współrzędne punktu przyłożenia sił.

Indeks i określający siły przebiegać będzie litery odnoszące się do poszczególnych elementów układu w następujący sposób:

$$i = \begin{cases} w & \text{dla wirnika,} \\ k & \text{dla kadłuba,} \\ s & \text{dla skrzydła,} \\ G & \text{dla ciężaru,} \\ h & \text{dla usterzenia poziomego,} \\ t & \text{dla śmigła ogonowego,} \\ c & \text{dla ciągu pomocniczego,} \\ v & \text{dla usterzenia pionowego.} \end{cases}$$

Pomijając będziemy sprzężenie między równowagą w płaszczyźnie symetrii x, z i w płaszczyźnie bocznej x, y i rozwiązując kolejno najpierw iteracyjnie równowagę w płaszczyźnie symetrii, a następnie obliczając położenie równowagi w płaszczyźnie bocznej.

Równowaga w płaszczyźnie symetrii. Przytoczymy najważniejsze wzory.

Zależności geometryczne w różnych układach współrzędnych

$$\begin{aligned} x_i &= \bar{x}_i \cos \varphi + \bar{z}_i \sin \varphi, & Z_i &= Z_{0i} \cos \theta + X_{0i} \sin \theta, \\ z_i &= \bar{z}_i \cos \varphi - \bar{x}_i \sin \varphi; & X_i &= Z_{0i} \sin \theta + X_{0i} \cos \theta. \end{aligned}$$

Siły w układzie związanym z torem lotu

$$\begin{aligned} Z_{0_i} &= N_i \cos \varepsilon_i - Q_i \sin \varepsilon_i, & Z_{0_G} &= -G \cos \theta, & Z_{0_c} &= T \sin (\beta_c - \alpha_0), \\ X_{0_i} &= -N_i \sin \varepsilon_i - Q_i \cos \varepsilon_i, & X_{0_G} &= -G \sin \theta, & X_{0_c} &= T \cos (\beta_c - \alpha_0). \end{aligned}$$

Równowaga sił wzdłuż osi x

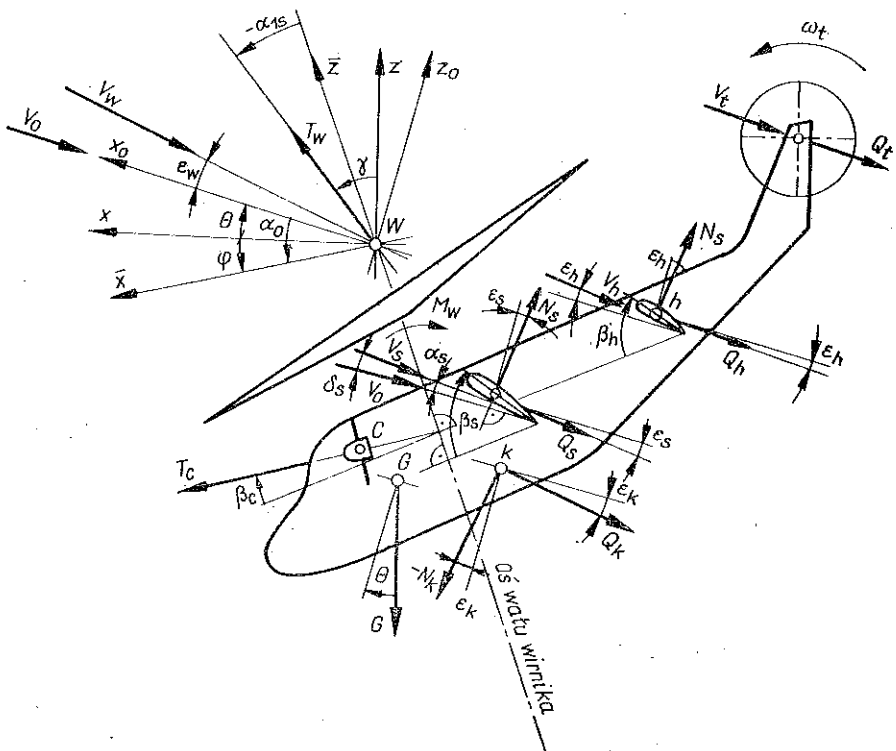
$$\Sigma X_i = X_w + X_G + X_s + X_t + X_h + X_k + X_c = 0.$$

Równowaga sił wzdłuż osi z

$$\Sigma Z_i = Z_w + Z_G + Z_s + Z_t + Z_h + Z_k + Z_c = 0.$$

Równowaga momentów wzdłuż osi y

$$\Sigma M_i = \Sigma Z_i x_i - \Sigma X_i z_i + \Sigma M_{0_i} = 0.$$



Rys. 22. Równowaga śmigłowca w płaszczyźnie xz . Schemat obciążeń elementów śmigłowca

Rozwiązanie zagadnienia polega na obliczeniu wielkości kąta pochylenia kadłuba φ , którego funkcjami uwikłanymi są wielkości X_i , Z_i , M_i .

Przekształcając równanie momentów na równanie odnoszące się do układu związanego ze śmigłowcem, otrzymuje się równanie następujące:

$$A \cos \varphi + B \sin \varphi + C + D\varphi = 0,$$

gdzie

$$A = \sum Z_i \bar{x}_i - \sum X_i \bar{z}_i, \quad B = \sum Z_i \bar{z}_i + \sum X_i \bar{x}_i, \quad C = \sum_{i \neq w} M_{0_i} + \bar{M}_{0_w}, \quad D = M_{0_w}.$$

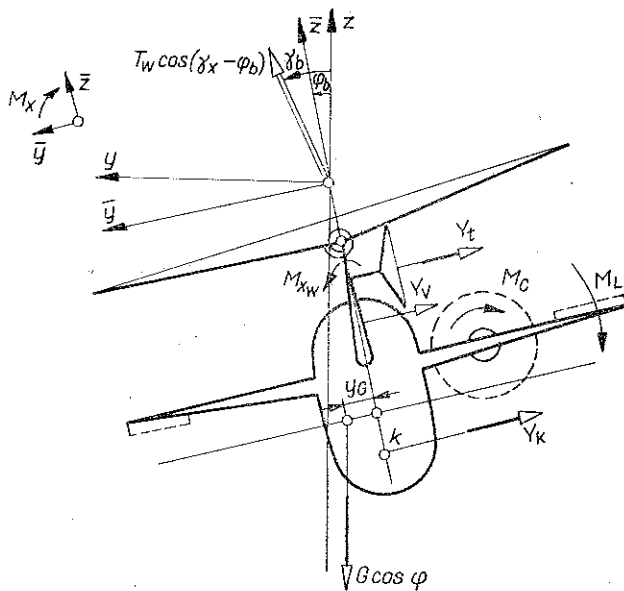
Moment pochodzący od działania wirnika i wynikający ze sprężystości mocowania łopat da się podzielić na dwie części, pozwalające w prostej formie na analityczne uwzględnienie częściowej zależności od kąta φ :

$$M_{0_w} = \bar{M}_{0_w} + \bar{\bar{M}}_{0_w} \varphi,$$

gdzie oczywiście \bar{M}_{0_w} jest również uwikłaną funkcją kąta φ .

Układ sił działających na śmigłowiec oraz opływ przedstawiono na rys. 22. Należy zaznaczyć, że równowaga momentów względem neutralnego punktu w uwzględnia efekt rozstawu przegubów poziomych na moment wytwarzany przez wirnik.

Równowaga w płaszczyźnie bocznej. Po zakończeniu procesu iteracyjnego równowagi w płaszczyźnie symetrii oblicza się położenie równowagi w płaszczyźnie bocznej $y z$, zakładając małe boczne przechylenia φ_b , co pozwala na dokonanie pewnych



Rys. 23. Równowaga śmigłowca w płaszczyźnie yz . Schemat oznaczeń

uproszczeń i obliczeń z wystarczającą dokładnością, bez iteracji kąta równowagi bocznej φ_b , występującego w układzie równań równowagi sił wzdłuż osi y i momentu względem osi x . Schemat układu obciążeń podano na rys. 23.

Układ równań równowagi jest następujący:

$$\sum Y = 0, \quad \sum L_i = \sum \bar{Y}_i \bar{z}_i - \sum Z_i \bar{y}_i + \sum L_{0_i} = 0.$$

Od φ_b istotnie zależy tylko $L_w = \bar{L}_w + \bar{L}_w \varphi_b$ oraz $L_G = \bar{L}_G + \bar{L}_G \varphi_b$; stąd

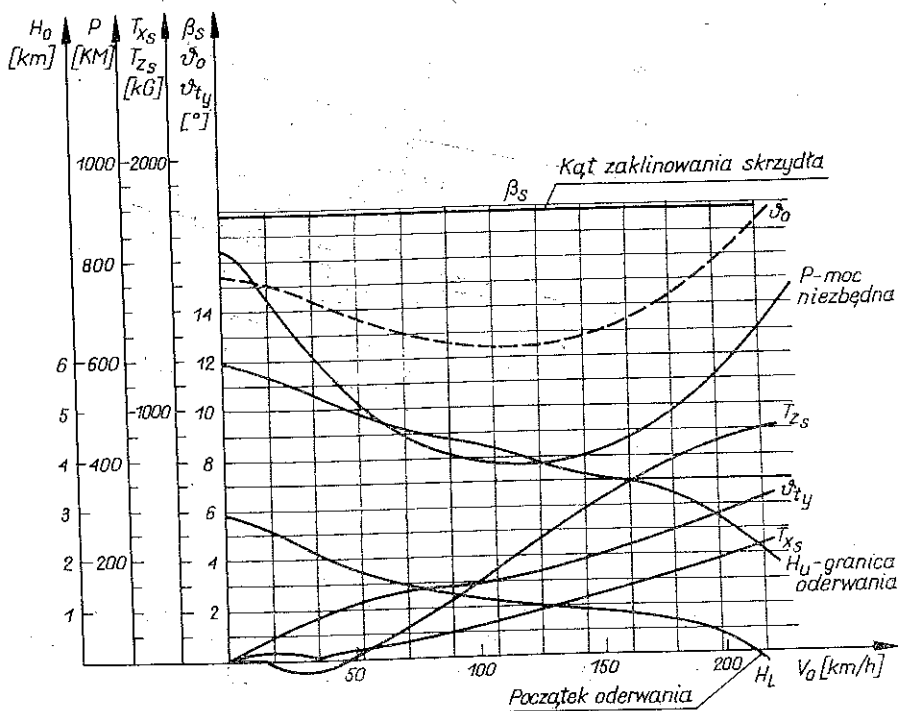
$$\varphi_b = \frac{\sum_{i \neq w, G} L_i + \bar{L}_w + \bar{L}_G}{\bar{L}_w + \bar{L}_G}$$

Składowe sił i momentów obciążających śmigłowiec antysymetrycznie przyjmuje się takie, jak dla ostatniego kąta równowagi w płaszczyźnie symetrii.

Współczynniki układu równań równowagi. Do obliczania równowagi potrzebne są współczynniki układu równań określające wzory na siły i momenty działające na elementy śmigłowca jako funkcje stanu lotu i położenia równowagi.

Należy zwrócić uwagę, że stopień dokładności wymagany przy ocenie danego obciążenia dla obliczania położenia równowagi zależy od następujących czynników: 1) dokładności dysponowanych danych wejściowych; 2) określenia odchylenia rzeczywistych warunków od ściśle ustalonego stanu lotu założonego w obliczeniach; 3) wielkości procentowego udziału oddziaływania danego elementu w położeniu równowagi; 4) stanu lotu, który zmienia pochodne równań równowagi (stosunki przyrostu kąta równowagi do przyrostu zmienianego parametru).

Mając zatem na celu praktyczny efekt rozwiązania zagadnienia, wykorzystano wzory na obciążenia elementów śmigłowca [6 i 30], oparte głównie na impulsowej teorii przepływu, a nadające się w sposób zadowalający do rozwiązania zagadnienia



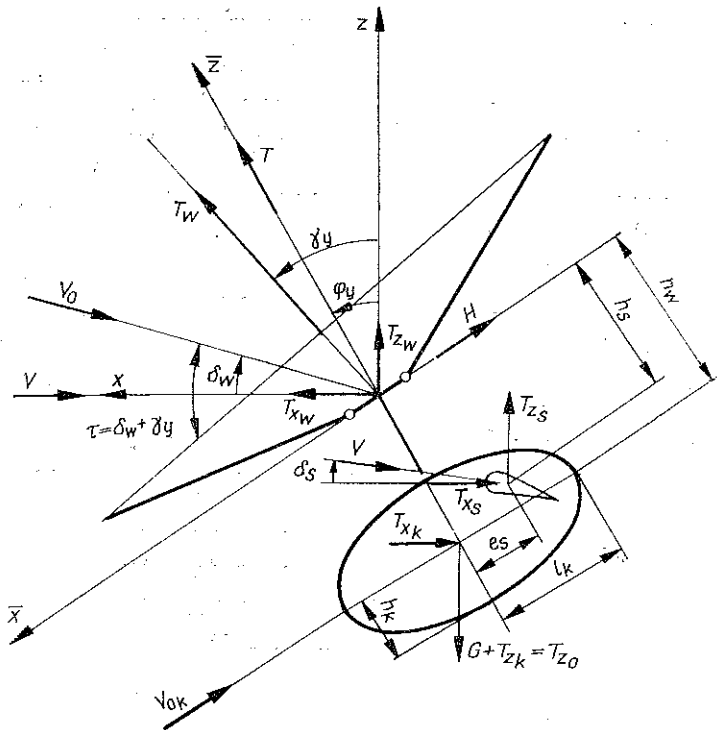
Rys. 24. Wykres informacyjny o zmianach obciążenia i położenia układu sterującego jako funkcja prędkości lotu

równowagi. Uwzględniono ponadto możliwość korekcji lub zastąpienia podanych związków zależnościami opartymi na teorii dokładniejszej.

Na rys. 24 podano wyniki rozwiązania pokazujące niektóre obciążenia śmigłowca oraz położenie układu sterującego jako funkcji prędkości lotu poziomego.

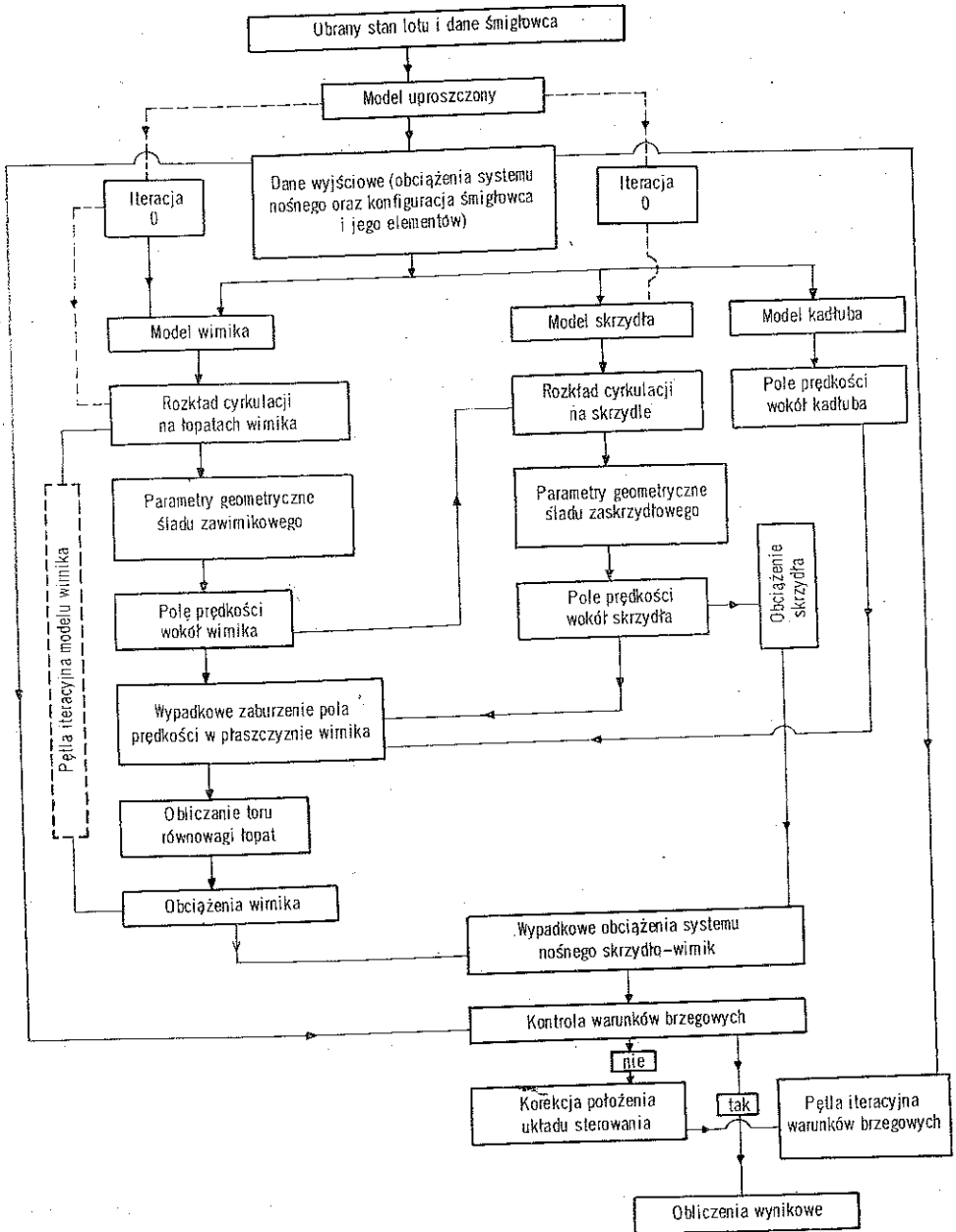
4.2. Model ścisły

Synteza problemów częściowych w rozwiązaniu procesu interakcji. Problem interakcji wirnik-skrzydło rozwiązany został procedurą numeryczno-iteracyjną, łączącą w jeden blok procedury częściowe, modelujące poszczególne elementy zagadnienia (w p. 3). Dla danej fazy lotu i warunków brzegowych oblicza się (z warunków równowagi śmigłowca modelu uproszczonego) niezbędne składowe obciążenia systemu nośnego oraz konfigurację układu, w tym wstępne położenie



Rys. 25. Schemat oznaczeń przyjęty w obliczeniach interferencji układu wirnik-skrzydło-kadłub w locie skośnym

urządzeń sterujących. Dla tych warunków wyjściowych na podstawie wirowego modelu układu (rys. 25) oblicza się metodą kolejnych przybliżeń jego charakterystyki wypadkowe wg schematu 26. Schemat ten ilustruje powiązanie trzech modeli obliczeniowych wirnika, skrzydła i kadłuba. Proces rozwiązania zagadnienia powinien być prowadzony w odpowiedniej kolejności ze względu na współzależność wielkości obliczanych w celu uzyskania zbieżności kolejnych iteracji.



Rys. 26. Schemat syntezy zagadnień cząstkowych procedury interakcji wirnik-skrzydło-kadłub w modelu ścisłym

5. PRZYKŁAD

W przykładzie przedstawiającym proces interakcji podaje się wyniki obliczeń interferencji układu wirnik-skrzydło dla przypadku zawisu i opływu skośnego. Dla porównania obliczono charakterystyki wirnika pracującego w obecności

skrzydła przy ustalonym, niezmiennym położeniu wału wirnika i urządzeń sterujących.

Interferencja wirnik-skrzydło w locie pionowym. Dane niezbędne do obliczenia charakterystyk wirnika w obecności skrzydła są następujące:

Dane dla wirnika: $R=1,225$ m; $l_0=0,04$ m; $a_0=a_1=b_1=0$; $\vartheta_0=0,2125$ rad; $V_0=0$; $\kappa=0,94$; $\tau=0$; $a^*=341$; $\bar{k}=0$; $I_{pp}=0,1085$ kGms²; $S_{pp}=0,01518$ kGs²; $k_H=0$; $c_{x_0}(\bar{r}_i)=0,012=\text{const}$; $c_{z_0}(\bar{r}_i)=1,44$; $c_{z_M}(\bar{r}_i)=-0,33$; $\gamma_M(\bar{r}_i)=36$; pozostałe dane jak w [13].

Dane dla skrzydła (prostokątnego): cięciwa $c_s=0,265$ m; rozpiętość: wariant 1 $b_s=R$, wariant 2 $b_s=2R$; odległość skrzydła pod wirnikiem $h_s=0,17$ m.

Jako wyniki obliczeń podajemy rozkład ciągu wzdłuż azymutu i promienia (rys. 27) oraz wyniki wypadkowych obciążeń wirnika (tablica 2).

Tablica 2

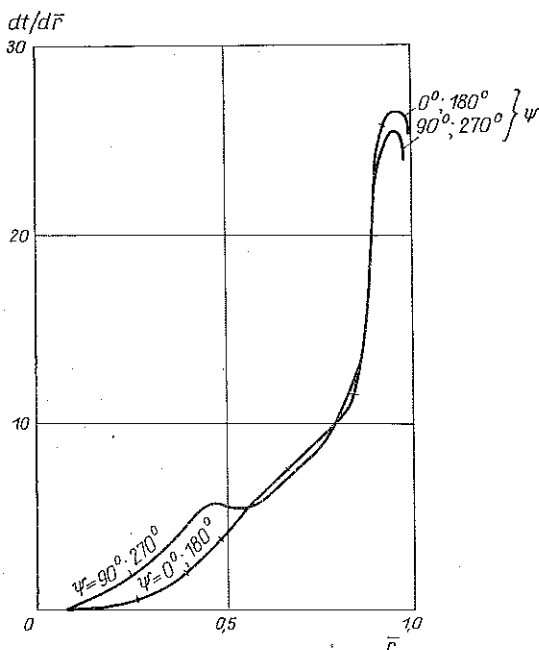
Wariant	Ciąg (kG)	Moc (KM)	Współczynnik ciągu $k_T=\text{kG/KM}$
$b_s=0$	14,5	1,25	11,6
$b_s=R$	15,4	1,3	11,8
$b_s=2R$	16,4	1,32	12,3

Efekt oddziaływania skrzydła powoduje wzrost ciągu wirnika: dla wariantu $b_s=R$ obserwuje się przyrost ciągu rzędu 6%, a dla $b_s=2R$ o 13%. Ciąg zespołu wirnik-skrzydło spada dla wariantu $b_s=R$ około 4% a dla wariantu $b_s=2R$ około 7%.

Wpływ oddziaływania skrzydła na rozkład obciążeń wzdłuż łopaty wirnika nośnego pokazano na rys. 27. Analizując wyniki widać wyraźny wpływ na rozkład obciążeń łopaty na azymutach równoległych do rozpiętości skrzydła.

Interferencja wirnik-skrzydło w locie skośnym. Dane geometryczne wirnika: $R=7$ m; $V_0=63$ m/s; $\omega=30$ s⁻¹; $I_{pp}=100$ kGms²; $a_\infty=5,73$; $k_H=0$; $k=4$; $b=0,4$ m = const; $\kappa=0,92$; $\rho=0,125$ kG sek² m⁻⁴; $a^*=341$ m/s; $\tau=0$;

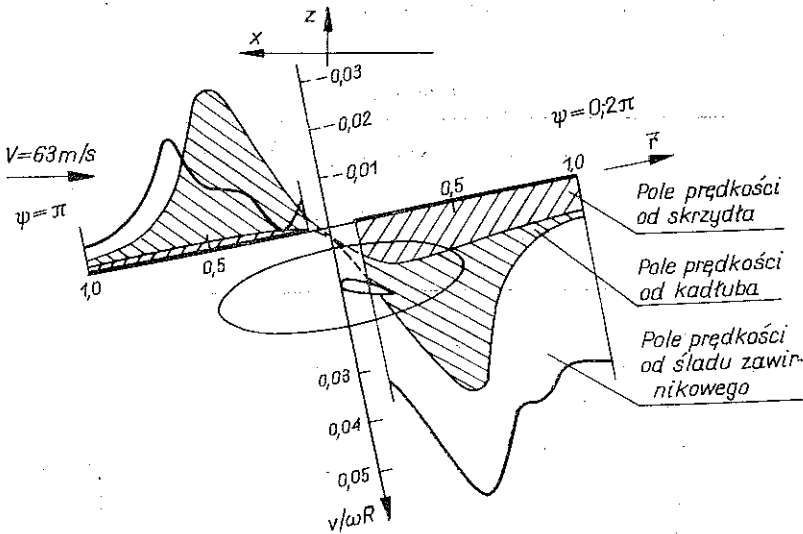
$S_{pp}=18$ kGs²; $c_{x_0}(\bar{r}_i)=0,012=\text{const}$; $c_{z_0}(\bar{r}_i)=1,5=\text{const}$; $c_{z_M}(\bar{r}_i)=-0,75$; $\gamma_M(\bar{r}_i)=36$; $c_l(\bar{r}_i)=0,12$; $\vartheta_{s_0}(\bar{r}_i)=0$.



Rys. 27. Zmiana z azymutem rozkładów ciągu wzdłuż promienia dla wirnika pracującego w zawisie w obecności skrzydła o rozpiętości $b_s=R$

Przyjęto względną prędkość lotu $\mu=0,3$ oraz kąty nastawienia urządzeń sterujących $\vartheta_0=0,0805$ rad; $\vartheta_{t_y}=a_1=0,0625$ rad; $\vartheta_{t_x}=b_1=0,0315$ rad. Przyjęto, że na skrzydło o obrysie prostokątnym i rozpiętości $b_s=7$ m i polu powierzchni $S_s=10$ m² działa siła nośna $P_z=1000$ kG; skrzydło umieszczono symetrycznie pod wirnikiem w odległości $h_s=0,9$ m od płaszczyzny obrotów.

Wypadkowe obciążenia wirnika w obecności skrzydła (w układzie związanym z płaszczyzną obrotów) są następujące: wielkość ciągu $T=2524$ kG; opór $H=199,2$ kG; siła boczna $S=-221,1$ kG; moc niezbędna $P=364,4$ KM; $k_T=6,94$ kG/KM.



Rys. 28. Zaburzenia pola prędkości w płaszczyźnie wirnika pochodzące od skrzydła, kadłuba i śladu zawirnikowego (ilustracja dla $\tau \neq 0$)

Obciążenia dla wirnika izolowanego wynoszą odpowiednio: $T=2695$ kG; $H=148,2$ kG; $S=-266$ kG; $P=372,4$ KM; $k_T=7,24$ kG/KM.

Doskonałość obliczono za pomocą wzoru

$$D_u = \frac{T + T_{z_s}}{\frac{75 P}{V} + H + T_{x_s}}$$

Wynosi ona dla układu wirnik-skrzydło $D_u=5,1$; dla wirnika izolowanego $D_w=4,62$; siła nośna układu wynosi $T_z=3524$ kG; opór układu $T_x=272,2$ kG; w tym opór interferencyjny $T_{x_{int}}=52,9$ kG.

Superpozycję zaburzeń w płaszczyźnie wirnika dla założonego lotu skośnego ilustruje rys. 28.

6. WNIOSKI

Wydaje się, że metody numeryczne i iteracyjne rozwiązania problemu są właściwe ze względu na możliwość ogólnego rozwiązania zagadnienia, wprowadzania nieliniowości, przestrzennej oceny zjawiska oraz poszerzenia zakresu zastosowań.

Oparcie się na wirowej teorii układów nośnych możliwe najwierniej odzwierciedla fizyczny model zjawiska interferencji przez ośrodek. Zastosowany w pracy model uważa się za model wyjściowy, zasadniczo uwzględniający wszystkie istotne i niezbędne uściślenia (pierwszego rzędu). Jako dalsze rozszerzenie metody przez prowadzenia uściślenia drugiego rzędu dającego dalsze zwiększenie dokładności i ogólnego modelu wirnika zaliczyć by można deformacje elastyczne łopat, zagadnienie warstwy przyściennej i zagadnienie dynamiki wirnika w płaszczyźnie obrotów.

Wydaje się, że na podstawie tego typu modelu można by opracować ogólny model systemu nośnego śmigłowca w dowolnym niestacjonarnym ruchu. Wydaje się to możliwe przy dokładniejszym opracowaniu wymienionych zagadnień dodatkowych, wprowadzeniu modelu symulacji lotu niustalonego oraz przy zastosowaniu maszyn cyfrowych wyższej generacji.

LITERATURA CYTOWANA W TEKŚCIE

1. J. P. MAGEE, M. D. MAISEL, F. I. DAVENPORT, *The design and performance prediction of propeller (rotors) for VTOL applications*, American Helicopter Society 25-th Annual National Forum Proc. Pap. 1969, N° 325.
2. A. J. LANDGREBE, *An analytical method for predicting rotor wake geometry*, J. American Helicopter Soc., 14, 4, 1969.
3. R. H. MILLER, *Rotor blade harmonic air loading*, AIAA, 2, 7.
4. H. GLAUERT, *The elements of airfoil and airscrew theory*, New York, 1943.
5. H. F. DONOVAN, H. R. LAWRENCE, *Aerodynamics components of aircraft at high speeds*, New Jersey 1957.
6. P. R. PAYNE, *Helicopter dynamics and aerodynamics*, New York 1959.
7. P. R. OWEN, *The decay of a turbulent trailing vortices*, The Aeronautical Quart., 21, February 1970.
8. WAN SZI-CUN, *Obobszczennaja wihriewaja teorija niesuszcziego winta wieterlota*, Moskwa 1961.
9. M. L. MIL, A. W. NIEKRASOW, A. C. BRAWERMAN, L. N. GORODKO, M. A. LEJKAND, *Wiertoloty*, 1, Moskwa 1966.
10. A. M. BASIN, I. J. MINIOWICZ, *Teoria i rasczot griebnych wintow*, Leningrad 1963.
11. N. S. ARŽANIKOV, W. N. MALCEW, *Aerodinamika*, Moskwa 1956.
12. D. R. CLARK, A. C. LEIPER, *The free wake analysis: an method for the prediction of helicopter rotor hovering performance*, J. American Helicopter Soc., 15, 1, 1970.
13. M. L. MIL, M. K. SPIERANSKI, *Issliedowanie polia skorostiej wokrug rotora gielikoptera pri osiewom i kosom obtiekanii*, Trudy CAGI, 1947.
14. W. H. TANNER, *Charts for estimating rotary wing performance in hover and at high forward speeds*, NASA CR-114, 1964.
15. F. D. HARRIS, F. J. TARZANIN, R. K. FISHER, *Rotor high speed performance, theory vs. test*, J. American Helicopter Soc., July 1970.
16. W. JOHNSON, *The effect of dynamic stall on the response and airloading of helicopter rotor blades*, J. American Helicopter Society, 14, 2, April 1969.
17. J. LIIVA, F. J. DAVENPORT, *Dynamic stall of airfoil sections for high speed rotors*, J. American Helicopter Soc., 16, 2, April 1969.

18. N. D. HAM, *Aerodynamic loading on a two-dimensional airfoil during stall*, AIAA, 6, 10, October 1968.
19. N. D. HAM, *Dynamic stall considerations in helicopter rotors*, J. American Helicopter Soc., 13, 2, April 1969.
20. F. D. HARRIS, *Preliminary study of radial flow effects on rotor blades*, J. American Helicopter Soc., 3, 1966 (tłum. Awiastrojenie Nr 9, 1967).
21. R. R. LYNN, *Interaction wing-rotors*, J. Aircraft, 4, 1966.
22. D. A. PETERS, K. H. HOHENEMSER, *Application of the floquet transition matrix to problems of lifting rotor stability*, J. American Helicopter Soc., 16, 2, April 1971.
23. T. THEODORSEN, *General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter*, Report NACA N° 496, 1935.
24. M. A. P. WILLMER, *Effect of flow curvature due to the fuselage on the flapping motion of a helicopter rotor*, Aeronaut. Res. Council Current Papers N° 7, 1965 (tłum. Awiastrojenie Nr 23, 1965).
25. A. R. S. BRAMWELL, *A theory of the aerodynamic interference between a helicopter rotor blade and a fuselage and a wing in hovering and a forward flight*, J. Sound Vib., 3, 1966.
26. J. M. HARRISON, J. G. OLLERHEAD, *The nature of limitations imposed on the performance of a helicopter rotor*, J. Sound Vib., 3, 1966.
27. M. A. WILLMER, *The loading of helicopter rotor blades in forward flight*, Royal Aircraft Establishment Rept. Naval 2-N-76935, 8, 1959.
28. W. PROSNAK, *Mechanika płynów*, 1970.
29. K. SZUMAŃSKI, *Iteracyjna metoda deformacji strumienia indukowanego*, Prace IL, Nr 49, 1972.
30. K. SZUMAŃSKI, *Iteracyjna metoda wyznaczania charakterystyk lotnych i osiągow śmigłowców jednowirnikowych*, Prace IL, Nr 41, 1970.
31. K. SZUMAŃSKI, *Krytyczna nośność wirnika śmigłowca*, Technika Lotnicza, Nr 2 i 3, 1972.

Резюме

ИНТЕРФЕРЕНЦИЯ МЕЖДУ РОТОРОМ И КРЫЛОМ ВЕРТОЛЕТА

В статье дается метод оценки взаимодействия ротора и вспомогательного крыла, трактованного как интегральная несущая система вертолета. Интерференция между перечисленными несущими элементами происходит путем взаимных возмущений среды, вызванных результирующей системой следов за ротором и за крылом в плоскостях этих элементов. Результатом решения задачи интерференции является оценка результирующего энергетического баланса системы или возмущения поля скорости в произвольной контрольной области.

SUMMARY

INTERFERENCE BETWEEN A ROTOR AND WING OF A HELICOPTER

A method for estimation of a mutual interaction of the rotor and an auxiliary wing treated as an integral lift system of helicopter is presented. The interference between the lift elements mentioned above occurs in a form of the mutual disturbances of a medium caused by a resultant system of helicopter and wing wakes in the planes of these elements.

The result of the solution of the interference problem leads to the estimation of the resultant energy balance of the system or disturbance of velocity field in an arbitrary control region.

IN STYTUT LOTNICTWA W WARSZAWIE

Praca została złożona w Redakcji dnia 12 stycznia 1975 r.