

SYMULACYJNE OKREŚLENIE OBCIĄŻEŃ WIRNIKA NOŚNEGO ŚMIGŁOWCA Z INDYWIDUALNYM STEROWANIEM KĄTA NASTAWIENIA ŁOPAT W WARUNKACH LOTU USTALONEGO

Jarosław Stanisławski
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

Przedstawiono wyniki obliczeń symulacyjnych zmian obciążeń wirnika śmigłowca w locie ustalonym dla przypadku wprowadzenia dodatkowego indywidualnego sterowania kątem nastawienia łopat.

1. WPROWADZENIE

Głównym źródłem drgań występujących na śmigłowcach są zmienne obciążenia aerodynamiczne i masowe łopat wirnika nośnego. Gwałtowny wzrost poziomu drgań występuje w zakresie dużych prędkości lotu, kiedy na łopacie nacierającej pojawiają się efekty ściśliwości przy wysokich liczbach Ma opływu oraz na azymutach dla łopaty powracającej, gdzie może zaistnieć strefa oderwania przy dużych kątach natarcia. Konwencjonalny układ sterowania kątem nastawienia łopat wirnika z zastosowaniem tarczy sterującej ogranicza możliwości zmiany kąta nastawienia do częstości zgodnej z pierwszą harmoniczną obrotów wirnika i amplitudzie wynikającej z przechylenia oraz pochylenia tarczy sterującej.

Zmniejszenie wibracji lub zwiększenie prędkości lotu przy zachowanym umiarkowanym poziomie drgań może być efektem dodatkowego indywidualnego sterowania łopatom wirnika. Poprzez wprowadzenie sterowania indywidualnego (IBC – Individual Blade Control) można lokalnie zmienić wartości obciążeń aerodynamicznych unikając przekroczenia krytycznych wartości parametrów opływu dla wybranych położań azymutalnych łopat.

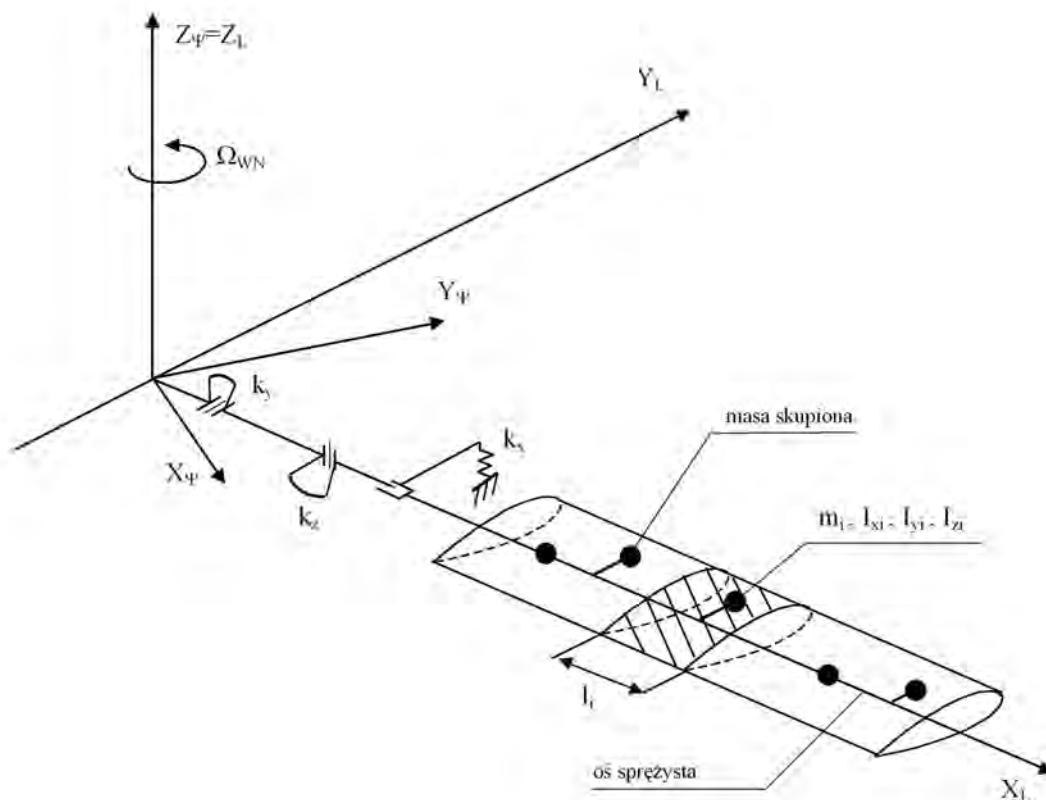
Koncepcję sterowania indywidualnego można realizować poprzez sterowanie siłownikami u nasady łopaty, zmiany kąta wychyleń ruchomych kłapek znajdujących się na krawędzi spływu, aktywnego odkształcania integralnej krawędzi spływu łopaty lub aktywnego sterowania odkształceniami skrętnymi łopaty [1]. W Niemczech prowadzone badania nad zastosowaniem sterowania IBC przeszły fazę badań w locie na śmigłowcach Bo-105 oraz EC-145.

Wydaje się, że opracowanie nowych konstrukcji śmigłowców o podwyższonych osiągnięciach w porównaniu do obecnie eksploatowanych będzie wymagało wprowadzenia dodatkowego sterowania łopatom.

Zastosowanie zmodyfikowanej wersji wcześniejszego oprogramowania symulacyjnego [2], [3], [4] pozwala ocenić skuteczność wprowadzenia dodatkowego sterowania oraz oszacować wymagane zakresy parametrów pracy układu zmiany kąta nastawienia łopat.

2. MODEL WIRNIKA ŚMIGŁOWCA

Model wirnika nośnego tworzą łopaty wraz z ramionami głowicy. W algorytmie obliczeniowym zrealizowano analizę wielołopatową, gdzie dla danej chwili czasu wyznaczane są parametry ruchu i obciążenia łopat znajdujących się na różnych azymutach tarczy wirnika. Po zsumowaniu oddziaływań od wszystkich łopat określone jest obciążenie wału wirnika dla tej chwili czasu. Analiza wielołopatowa umożliwia badanie wirników z łopatami o różnych własnościach aerodynamicznych oraz rozkładach mas i sztywności.



Rys. 1. Model fizyczny łopaty wirnika nośnego; segment łopaty o długości l_i , masie m_i oraz masowych momentach bezwładności I_{xi}, I_{yi}, I_{zi} zastąpiono masą skupioną

Model łopaty wirnika zdefiniowano przyjmując następujące założenia:

- ciągły rozkład masy rzeczywistej łopaty zastąpiono układem mas skupionych zaczepionych w środkach ciężkości segmentów łopaty
- przekroje łopaty z masami skupionymi połączono odcinkami odkształcalnej osi sprężystej, którym przypisano własności sprężyste łopaty
- masy skupione leżące poza osią sprężystą połączono z nią przy pomocy nieważkich i nieodkształcalnych łączników
- oś sprężysta łopaty może jednocześnie podlegać skręcaniu oraz zginaniu w płaszczyznach ciągu i obrotów
- masom skupionym przypisano masowe momenty bezwładności segmentów łopaty
- łopatę zawieszono przegubowo lub sprężysto względem trzech osi (przeguby poziomy, pionowy i osiowy)
- uwzględniono sprzężenie kinematyczne wahań i przekręceń łopaty
- zakłada się doskonałą sztywność wału wirnika nośnego
- w stanie nieodkształconym oś sprężysta pokrywa się z osią przekręceń łopaty.

Model matematyczny tworzą równania ruchu odkształcalnej osi sprężystej, które można wypro-
wadzić wykorzystując równania Lagrange'a:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial U}{\partial q_i} = Q_i \quad i = 1, \dots, n \quad (1)$$

gdzie:

T - energia kinetyczna układu,

U - energia potencjalna układu,

q_i - współrzędna uogólniona,

Q_i - siła uogólniona,

n - liczba współrzędnych uogólnionych.

Energia potencjalna osi sprężystej podlegającej zginaniu w dwóch płaszczyznach oraz skrę-
caniu wynosi:

$$U = \int_0^L \frac{M_Y^2}{2EJ_Y} dx + \int_0^L \frac{M_Z^2}{2EJ_Z} dx + \int_0^L \frac{M_S^2}{2GJ_X} dx \quad (2)$$

Momenty gnące i skręcające działające w przekrojach osi można wyrazić w zależności od od-
powiednich odkształceń - ugięć y, z oraz kąta skręcenia φ :

$$M_Y = EJ_Y \frac{d^2 z}{dx^2}, \quad M_Z = EJ_Z \frac{d^2 y}{dx^2}, \quad M_S = GJ \frac{d\varphi}{dx} \quad (3)$$

Po podstawieniu wyrażen (3) do zależności (2) otrzymamy:

$$U = \frac{1}{2} \int_0^L EJ_Y \left(\frac{d^2 z}{dx^2} \right)^2 dx + \frac{1}{2} \int_0^L EJ_Z \left(\frac{d^2 y}{dx^2} \right)^2 dx + \frac{1}{2} \int_0^L GJ_X \left(\frac{d\varphi}{dx} \right)^2 dx \quad (4)$$

Energia kinetyczna osi sprężystej o ciągłym rozkładzie masy wynosi:

$$T = \frac{1}{2} \int_0^L m(x) V_Y^2(x) dx + \frac{1}{2} \int_0^L m(x) V_Z^2(x) dx + \frac{1}{2} \int_0^L I_X(x) \Omega_\varphi^2(x) dx \quad (5)$$

Po podstawieniu zależności (4) i (5) do równania (1) oraz po wykonaniu działań można uzys-
kać równania ruchu osi sprężystej w poniższej postaci:

$$\int_0^L m(x) \ddot{y} dx + \int_0^L \frac{d^2}{dx^2} \left[EJ_Z \left(\frac{d^2 y}{dx^2} \right) \right] dx = \int_0^L (F_{Y_{ZEW}}(x) - F_{Y_B}(x)) dx \quad (6a)$$

$$\int_0^L m(x) \ddot{z} dx + \int_0^L \frac{d^2}{dx^2} \left[EJ \left(\frac{d^2 z}{dx^2} \right) \right] dx = \int_0^L (F_{Z_{ZEW}}(x) - F_{Z_B}(x)) dx \quad (6b),$$

$$\int_0^L I_X(x) \ddot{\varphi} dx + \int_0^L \frac{d}{dx} \left[GJ_X \left(\frac{d\varphi}{dx} \right) \right] dx = \int_0^L (M_{S_{ZEW}}(x) - M_{S_B}(x)) dx \quad (6c)$$

gdzie:

$F_{Y_{ZEW}}, F_{Z_{ZEW}}, M_{S_{ZEW}}$ - siły tnące i moment skręcający obciążenia zewnętrznego działające na odcinek
 dx osi sprężystej

$F_{Y_B}, F_{Z_B}, M_{S_B}$ - siły bezwładności i skręcający moment sił bezwładności pomniejszone odpowied-
nio o składniki $m\ddot{y}, m\ddot{z}, I_X \ddot{\varphi}$ działające na odcinek dx osi.

W przypadku wirującej łopaty w równaniach ruchu osi sprężystej należy uwzględnić usztywniający efekt odśrodkowych sił bezwładności. Wydatek odśrodkowych sił bezwładności działający na element dx wirującej, odkształconej osi sprężystej i zmniejszający jej zginanie wynosi:

$$\text{w płaszczyźnie ciągu} \quad p_{z_\Omega} = \frac{d}{dx} \left(N \frac{dz}{dx} \right) \quad (7a)$$

$$\text{w płaszczyźnie obrotów} \quad p_{y_\Omega} = \frac{d}{dx} \left(N \frac{dy}{dx} \right) - m(x) \omega^2 y \quad (7b)$$

gdzie:

$N = \int_0^R m(x) \omega^2 x dx$ siła odśrodkowa działająca w przekroju położonym w odległości r od osi wału wirnika.

Uzupełniając związki (6) o wyrażenia (7) otrzymano równania ruchu osi sprężystej wirującej łopaty:

$$\int_0^R m(x) \ddot{y} dx + \int_0^R \left\{ \frac{d^2}{dx^2} \left[EJ_z \left(\frac{d^2 y}{dx^2} \right) \right] - \frac{d}{dx} \left(N \frac{dy}{dx} \right) + m(x) \omega^2 y \right\} dx = \int_0^R (F_{Y_{ZEW}} - F_{Y_B}) dx \quad (8a)$$

$$\int_0^R m(x) \ddot{z} dx + \int_0^R \left\{ \frac{d^2}{dx^2} \left[EJ_y \left(\frac{d^2 z}{dx^2} \right) \right] - \frac{d}{dx} \left(N \frac{dz}{dx} \right) \right\} dx = \int_0^R (F_{Z_{ZEW}} - F_{Z_B}) dx \quad (8b)$$

$$\int_0^R I_x(x) \ddot{\varphi} dx + \int_0^R \frac{d}{dx} \left[GJ_x \left(\frac{d\varphi}{dx} \right) \right] dx = \int_0^R (M_{S_{ZEW}} - M_{S_B}) dx \quad (8c)$$

Układ równań (8) opisujący drgania osi o ciągłym rozkładzie mas można rozwiązać metodą Galerkina zgodnie, z którą przyjmuje się, że odkształcenia osi sprężystej y, z , są równe sumie składowych odkształceń pochodzących od uwzględnianych postaci drgań własnych osi:

$$\ddot{\delta}_{i2} + \delta_{i2} f_{i2}^2 = Q_{Z_{i2}}; y(x,t) = \sum_{i1=1}^{I1} \rho_{i1}(t) y_{i1}(x); z(x,t) = \sum_{i2=1}^{I2} \delta_{i2}(t) z_{i2}(x); \varphi(x,t) = \sum_{i3=1}^{I3} \eta_{i3}(t) \varphi_{i3}(x) \quad (9a)$$

gdzie:

$y_{i1}, z_{i2}, \varphi_{i3}$ - uwzględniane postacie drgań własnych odpowiednio giętnych w płaszczyźnie obrotów, giętnych w płaszczyźnie ciągu oraz skrętnych;

$\rho_{i1}, \delta_{i2}, \eta_{i3}$ - zmienne w czasie wagi poszczególnych postaci własnych, których wartości są wyznaczane przy rozwiązywaniu równań ruchu;

$i1, i2, i3$ - liczby uwzględnianych postaci giętnych w płaszczyźnie obrotów, giętnych w płaszczyźnie ciągu oraz skrętnych

Podobnie wykorzystując postacie własne można wyznaczyć pochodne po czasie odkształceń osi sprężystej:

$$\dot{y}(x,t) = \sum_{i1=1}^{I1} \dot{\rho}_{i1}(t) y_{i1}(x); \quad \dot{z}(x,t) = \sum_{i2=1}^{I2} \dot{\delta}_{i2}(t) z_{i2}(x); \quad \dot{\varphi}(x,t) = \sum_{i3=1}^{I3} \dot{\eta}_{i3}(t) \varphi_{i3}(x) \quad (9b)$$

$$\ddot{y}(x,t) = \sum_{i1=1}^{I1} \ddot{\rho}_{i1}(t) y_{i1}(x); \quad \ddot{z}(x,t) = \sum_{i2=1}^{I2} \ddot{\delta}_{i2}(t) z_{i2}(x); \quad \ddot{\varphi}(x,t) = \sum_{i3=1}^{I3} \ddot{\eta}_{i3}(t) \varphi_{i3}(x) \quad (9c)$$

Po podstawieniu związków (9) do równań (8) i następnie po przemnożeniu kolejno:

- równania (8a) przez postać drgań y_{i0} , gdzie $i0 = 1, \dots, I1$;
- równania (8b) przez postać drgań z_{i0} , gdzie $i0 = 1, \dots, I2$;
- równania (8c) przez postać drgań $i30$, gdzie $i30 = 1, \dots, I3$

W otrzymanych wyrażeniach pomijane są składniki zawierające te iloczyny postaci własnych, które są równe zero na podstawie warunku ortogonalności:

$$\int_0^R \zeta_i \zeta_{i0} dx = 0 \text{ dla } i \neq i0$$

Po wykorzystaniu warunku ortogonalności postaci własnych każde z równań (8) można przekształcić w układ równań, w którym poszczególne równania opisują ruch drgający ekwiwalentnej struktury o jednym stopniu swobody, przy czym częstość drgań własnych struktury jest równa częstości jednej z uwzględnianych postaci własnych łopaty.

Po przekształceniach równania (8) można zapisać w prostszej formie:

$$\ddot{\rho}_{i1} + \rho_{i1} p_{i1}^2 = Q_{y_{i1}}, \quad i1 = 1, \dots, I1 \quad (10a)$$

$$\ddot{\delta}_{i2} + \delta_{i2} f_{i2}^2 = Q_{z_{i2}}, \quad i2 = 1, \dots, I2 \quad (10b)$$

$$\ddot{\eta}_{i3} + \eta_{i3} v_{i3}^2 = Q_{\varphi_{i3}}, \quad i3 = 1, \dots, I3 \quad (10c)$$

gdzie:

$Q_{y_{i1}}, Q_{z_{i2}}, Q_{\varphi_{i3}}$ - siły uogólnione dla branych pod uwagę postaci własnych.

Równania ruchu (10) ekwiwalentnych mas o jednym stopniu swobody można rozwiązać metodą Runge-Kutty. Po wyznaczeniu dla chwili czasu $t_i + t$ wartości wag przemieszczeń; prędkości $\dot{\rho}, \dot{\delta}, \dot{\eta}$ oraz przyspieszeń $\ddot{\rho}, \ddot{\delta}, \ddot{\eta}$ dla poszczególnych postaci własnych będzie możliwe określenie według związków (9) wielkości wypadkowych odkształceń osi sprężystej oraz prędkości i przyspieszenia mas skupionych łopaty. Powtórzenie obliczeń dla kolejnych przedziałów czasu t umożliwi symulacyjne wyznaczenie przebiegów czasowych parametrów ruchu oraz sił i momentów działających na poszczególne masy modelu łopaty, a po ich zsumowaniu dla wszystkich łopat można wyznaczyć składowe obciążenia wału wirnika nośnego.

Siły aerodynamiczne działające na segment łopaty w danym położeniu azymutalnym na tarczy wirnika są wyznaczone przy wykorzystaniu teorii elementu łopaty. Lokalny kąt natarcia jest zależny od chwilowych warunków opływu profilu łopaty:

$$\alpha = \varphi - \arctg \left(\frac{v_z}{v_x} \right) \quad (11)$$

v_z, v_x - składowe pionowa i pozioma opływu profilu łopaty,

φ - chwilowy kąt nastawienia elementu łopaty:

$$\varphi = \varphi_o + \varphi_z \cos \omega t + \varphi_y \sin \omega t + \varphi_s - \kappa \beta + \varphi_{IBC}, \quad (12)$$

gdzie:

φ_o - skok ogólny,

x, y - skok cykliczny przechyłania i pochylenia,

s - odkształcenie skrętne łopaty w danym przekroju,

κ - współczynnik wahań i przekręceń,

β - chwilowy kąt wahań łopaty wokół przegubu poziomego,

φ_{IBC} - chwilowy dodatkowy kąt nastawienia łopaty (przekroju) w wyniku dołączenia sterowania indywidualnego.

Zmienne w czasie współczynniki aerodynamiczne c_x , c_z , c_m elementu łopaty wyznaczano na podstawie, podanych w formie tabelarycznej, charakterystyk statycznych profili łopaty wirnika zależnych od lokalnych warunków opływu: kąta natarcia i liczby Macha. W trakcie obrotu wirnika przy ciągłych zmianach kąta natarcia i jednoczesnych zmianach liczby Macha na zmniejszenie zmiennych składowych obciążenia wirnika może wpłynąć odpowiednio dobrane dodatkowe indywidualne sterowanie kątem nastawienia łopat.

Przyjęto, że funkcja dodatkowego sterowania kątem nastawienia łopat określona jest następująco:

$$\varphi_{IBC} = \varphi_{amp_IBC} * \sin(n_{IBC} * \omega + \psi_{IBC}), \quad (13)$$

gdzie:

φ_{amp_IB} - amplituda kątowych wychyleń dodatkowego sterowania łopaty względem przegubu osiowego,

n_{IBC} - harmoniczna częstości kołowej dodatkowego sterowania odniesiona do prędkości obrotowej wirnika,

ψ_{IBC} - przesunięcie fazowe dodatkowego sterowania kątem nastawienia łopaty.

W modelu obliczeniowym założono, że realizacja wprowadzenia indywidualnego sterowania będzie następować poprzez popychacze zmian skoku poszczególnych łopat, co odpowiada przekręcaniu całej łopaty w przegubie osiowym o dodatkowy kąt. Indywidualne sterowanie kątem nastawienia może być realizowane w przedziale położeń azymutalnych łopaty odpowiadających wycinkowi obwodu tarczy sterującej lub w zakresie pełnego jej obwodu.

Ze względu na sposób przejścia składowych obciążeń wirnika z układu wirującego poprzez głowicę na kadłub śmigłowca (tabela 1) największego wpływu dodatkowego sterowania można oczekiwać przy wprowadzaniu zmian kąta nastawienia z częstościami odpowiadającymi wielokrotności iloczynu liczby łopat wirnika i prędkości obrotowej wału wirnika.

Tabela 1. Transformacja składowych obciążeń wirnika przy przejściu na kadłub

Źródło drgań w układzie wirującym	Obciążenia kadłuba w układzie niewirującym
Siła tnąca łopatę w płaszczyźnie ciągu, $kn\omega$	Siła ciągu, $kn\omega$
Moment względem osi obrotu wirnika, $kn\omega$	Moment skręcający, $kn\omega$
Siły tnące w płaszczyźnie obrotów, $(kn \pm 1)\omega$	Podłużna i boczna siła wirnika nośnego, $kn\omega$
Moment w płaszczyźnie ciągu, $(kn \pm 1)\omega$	Momenty pochylający i przechylający, $kn\omega$
Moment względem przegubu osiowego, $kn\omega$	Siły w układzie sterowania skokiem ogólnym, $kn\omega$
Moment względem przegubu osiowego, $(kn \pm 1)\omega$	Siły w układzie sterowania skokiem cyklicznym, $kn\omega$

3. PRZYKŁAD OBLICZENIOWY

W celu sprawdzenia możliwości zmian obciążeń wirnika poprzez wprowadzenie dodatkowego sterowania kątem nastawienia łopat (IBC) wykonano symulacyjne obliczenia w warunkach lotu ustalonego śmigłowca o masie $m=7500$ kg. Obliczenia przeprowadzono dla pięćłopatowego wirnika przy hipotetycznych rozkładach mas i sztywności łopaty wzdłuż promienia.

W przykładzie obliczeniowym dla lotu poziomego śmigłowca z prędkością $V=250$ km/h na wysokości $h=2000$ m przy temperaturze otoczenia $t=22^{\circ}\text{C}$ ($t_{AW}+20^{\circ}\text{C}$) przyjęto następujące warunki równowagi:

- pochylenie osi wału wirnika względem pionu $\alpha_{wał} = -4,926^{\circ}$;
- skok ogólny na promieniu $0,7R$ $\varphi_{07} = 13,2455$;
- pochylenie tarczy sterującej $\varphi_y = -1,8553^{\circ}(+)$ dla zadzierania, drążek na siebie ;
- przechylenie tarczy sterującej $\varphi_x = 0,11^{\circ}(+)$ wychylenie w kierunku azymutu 90° ;
- składowa poziom ciągu $T_{x0} = 4830$ N;
- składowa pionowa ciągu $T_{z0} = 74305$ N

Porównanie uzyskanych wyników dla przypadku sterowania konwencjonalnego oraz wariantów z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem kątem nastawienia łopat przedstawiono w formie tabelarycznej (tabele 2÷4) i na rys. 2÷15:

- składowe siły i momenty obciążenia wału wirnika przy sterowaniu zwykłym oraz sterowaniu dodatkowym $\varphi_{IBC} = 0,1 \cdot \sin(5 \cdot \omega \cdot t + 45)$ rys. 2÷7 ;
- odkształcenia końca łopaty przy sterowaniu zwykłym oraz sterowaniu dodatkowym $\varphi_{IBC} = 0,1 \cdot \sin(5 \cdot \omega \cdot t + 45^{\circ})$ rys. 8÷10 ;
- kąty wahań łopaty względem przegubu pionowego i poziomego przy sterowaniu konwencjonalnym oraz sterowaniu dodatkowym $\varphi_{IBC} = 0,1 \cdot \sin(5 \cdot \omega \cdot t + 45^{\circ})$ rys. 11 oraz rys. 12;
- moment sterowania łopaty bez oraz ze sterowaniem dodatkowym $\varphi_{IBC} = 0,1 \cdot \sin(5 \cdot \omega \cdot t + 45^{\circ})$ rys. 13;
- wpływ przykładowych zmian amplitudy i fazy dodatkowego sterowania na ciąg wirnika nośnego rys. 14 i rys. 15.

Po wprowadzeniu dodatkowego sterowania kątem nastawienia łopat o postaci $\varphi_{IBC} = 0,1 \cdot \sin(5 \cdot \omega \cdot t + 45^{\circ})$, aktywnym dla położenia azymutalnych na całym obwodzie tarczy sterującej uzyskano wyraźny spadek piątej harmonicznej ciągu wirnika (tablica 2), jednocześnie nastąpił wzrost 10 harmonicznej ciągu. Porównanie przebiegów czasowych ciągu wirnika bez sterowania IBC oraz z wprowadzonym dodatkowym przekręcaniem łopat o amplitudzie $a_{IBC} = 0,1^{\circ}$ pokazano na rys. 2.

Pozostałe składowe obciążenia wykazują nieznaczny wzrost w wyniku dołączenia indywidualnego sterowania łopat.

Wartości zmniejszenia zmiennej składowej ciągu są bardzo czułe na poprawny dobór amplitudy, jak też przesunięcia fazowego dodatkowego sterowania. Przy amplitudzie $a_{IBC} = 0,1^{\circ}$ po zmianie przesunięcia fazowego do $\psi_{IBC} = 51^{\circ}$ uzyskano najmniejszą wartość piątej harmonicznej ciągu wirnika $T_{z5} = 109$ N, co oznacza redukcję do poziomu około 20% wartości amplitudy $T_{z5} = 630$ N bez dodatkowego sterowania (tabela 2). Porównanie przebiegów czasowych ciągu wirnika dla przesunięcia fazowego $\psi_{IBC} = 45^{\circ}$ i $\psi_{IBC} = 51^{\circ}$ przedstawiono na rys. 14.

Należy zaznaczyć, że przy niewłaściwym doborze parametrów dodatkowego sterowania, zwiększona amplituda $a_{IBC} = 0,2^{\circ}$ przy przesunięciu fazowym $\psi_{IBC} = 51^{\circ}$ otrzymano wzrost wszystkich składowych obciążenia wirnika, w tym piątej harmonicznej ciągu $T_{z5} = 966$ N. Porównanie przebiegów ciągu dla najlepszego sterowania oraz z amplitudą $a_{IBC} = 0,2^{\circ}$ pokazano na rys. 15.

Tabela 2. Zmiany wartości stałych oraz harmonicznych sił obciążających wał wirnika po wprowadzeniu sterowania dodatkowego

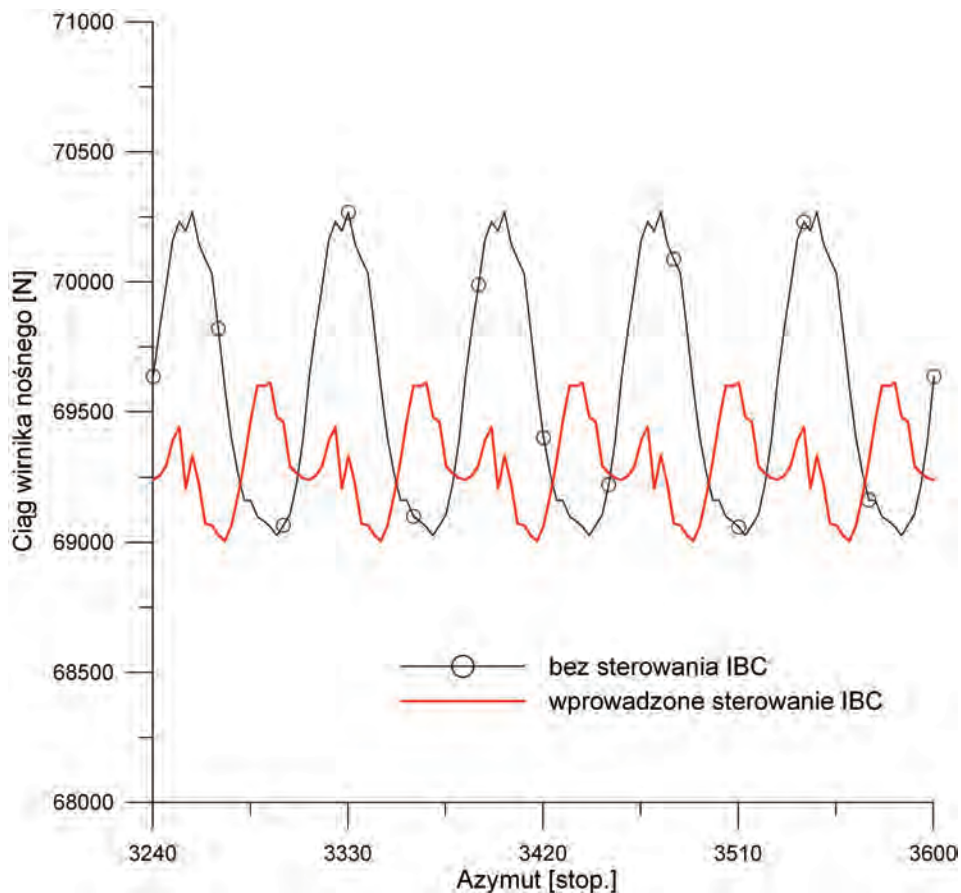
Sterowanie	Ciąg wirnika T [N]			Siła podłużna H [N]			Siła boczna S [N]		
	stała	5 harm	10harm	stała	5 harm	10harm	stała	5 harm	10harm
Bez IBC	69584	630	78	1669	1698	247	1518	1432	122
$a_{IBC} = 0,1^{\circ}$ $\psi_{IBC} = 45^{\circ}$	69297	164	180	1673	1730	300	1486	1406	219
$a_{IBC} = 0,1^{\circ}$ $\psi_{IBC} = 51^{\circ}$	69252	109	152	1690	1666	290	1473	1371	219

Tabela 3. Zmiany wartości stałych oraz harmonicznych momentów obciążających wał wirnika po wprowadzeniu sterowania dodatkowego

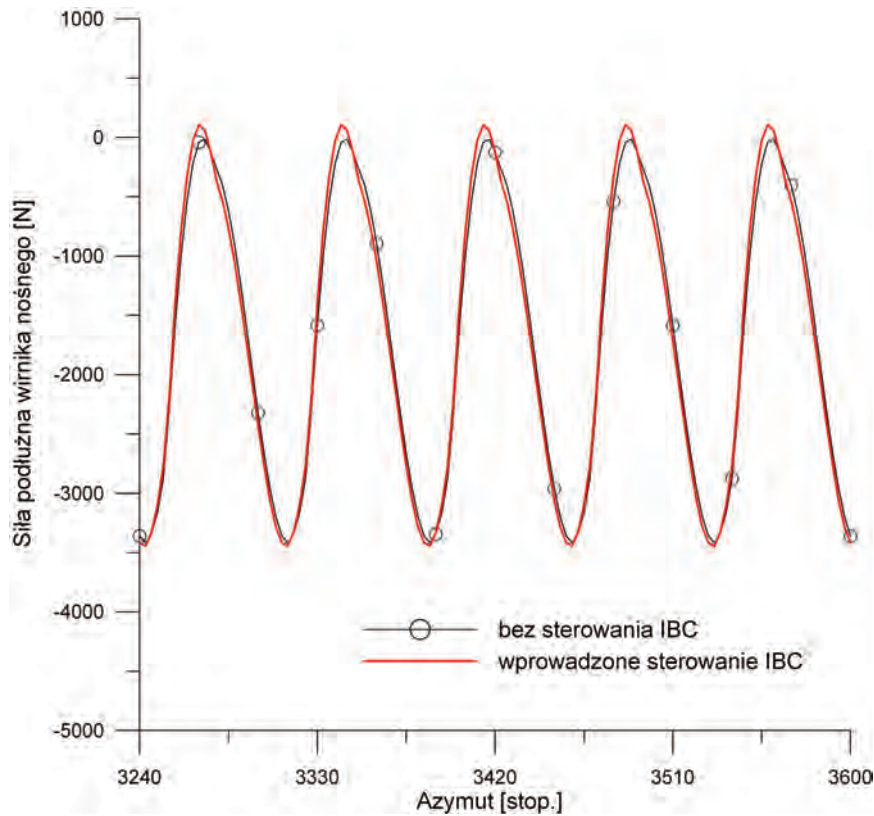
Sterowanie	Moment przechylający M_x [Nm]			Moment pochylający M_y [Nm]			Moment skręcający M_z [Nm]		
	stała	5 harm	10harm	stała	5 harm	10harm	stała	5 harm	10harm
Bez IBC	5552	729	98	3732	435	49	28151	1384	165
$\alpha_{IBC}=0.1^\circ$ $\psi_{IBC}=45^\circ$	5514	1071	138	3744	643	73	28433	2139	318
$\alpha_{IBC}=0.1^\circ$ $\psi_{IBC}=51^\circ$	5574	1005	129	3740	614	58	28292	2018	341

Tabela 4. Zmiany wartości stałych oraz harmonicznych momentu sterowania łopaty po wprowadzeniu sterowania dodatkowego

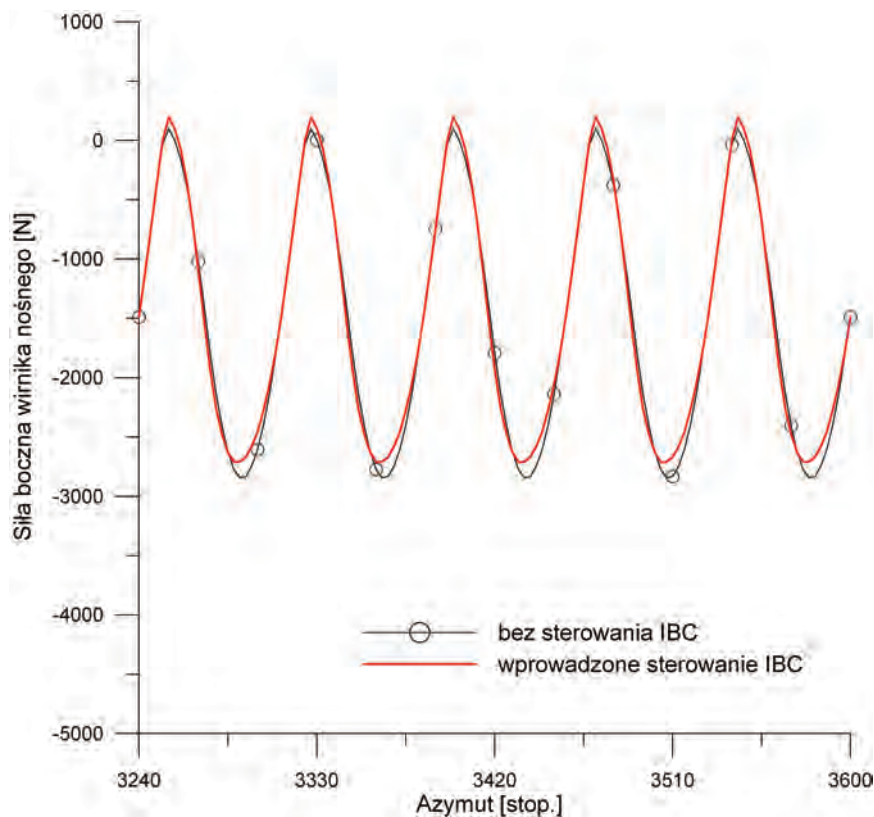
Sterowanie	Moment sterowania łopaty [Nm]								
	stała	2 harm	3 harm	4 harm	5 harm	6 harm	8 harm	9 harm	10harm
Bez IBC	374	57	112	216	234	54	2,89	8,09	1,45
$\alpha_{IBC}=0.1^\circ$ $\psi_{IBC}=45^\circ$	374	58	104	245	301	76	5,56	11,34	1,95
$\alpha_{IBC}=0.1^\circ$ $\psi_{IBC}=51^\circ$	375	57	104	240	274	72	4,45	10,57	1,82



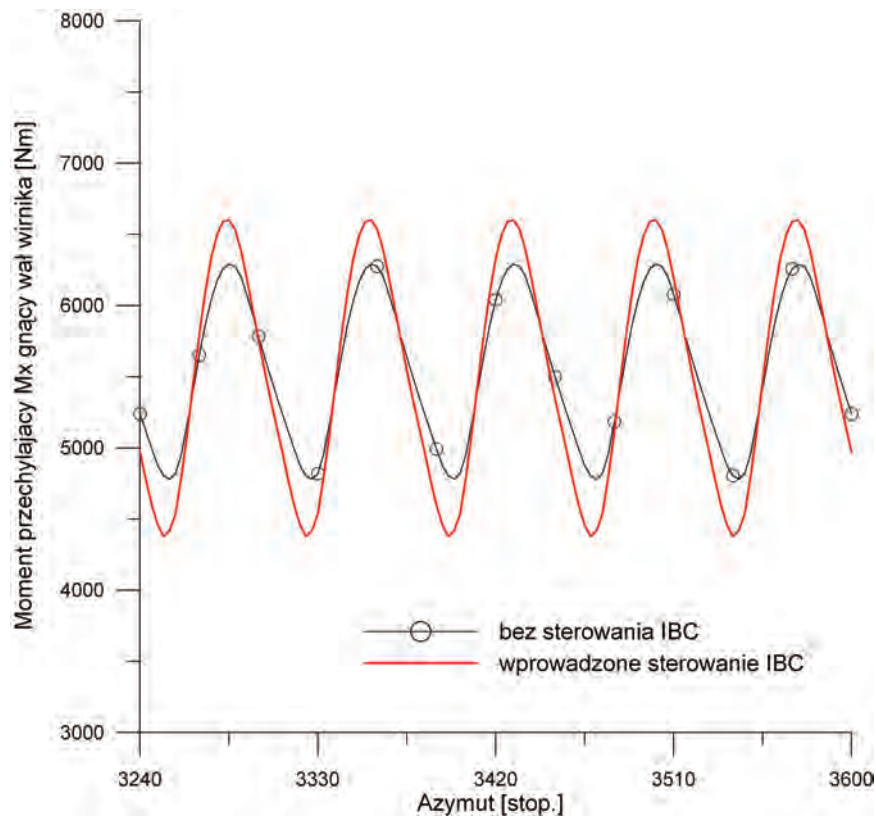
Rys. 2. Porównanie zmian ciągu wirnika nośnego śmigłowca w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopat oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC; $\phi_{IBC}=0,1 \cdot \sin(5 \cdot \omega \cdot t + 45^\circ)$, wirnik pięćłopatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg



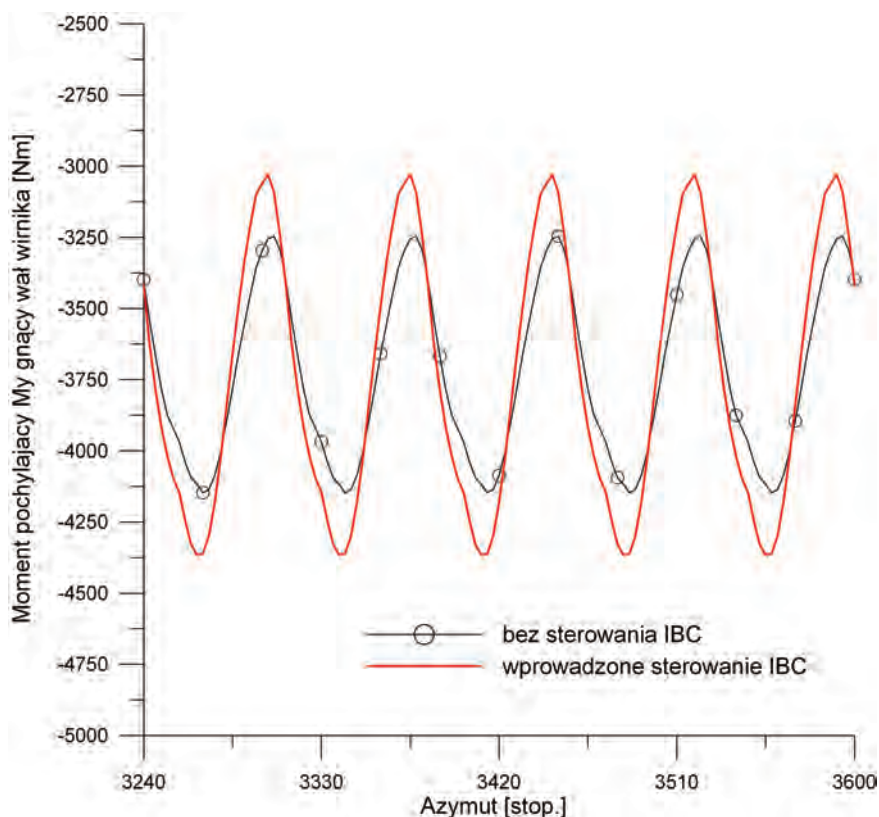
Rys. 3. Porównanie zmian siły podłużnej H prostopadłej do osi wału wirnikanośnego w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopatek oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC; $\varphi_{IBC}=0,1 \cdot \sin(5 \cdot \omega \cdot t + 45^\circ)$, wirnik pięciopłatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg, (+) do przodu



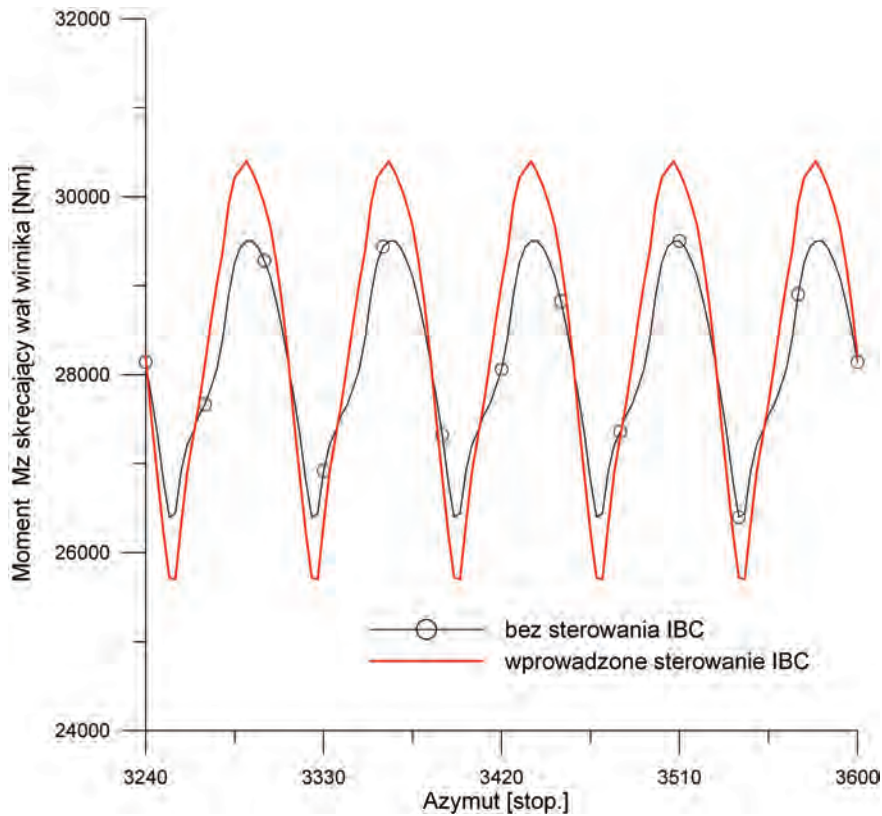
Rys. 4. Porównanie zmian siły bocznej S prostopadłej do osi wału wirnika nośnego w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopatek oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC $\varphi_{IBC}=0,1 \cdot \sin(5 \cdot \omega \cdot t + 45^\circ)$, wirnik pięciopłatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg, (+) w kierunku azymut 90°



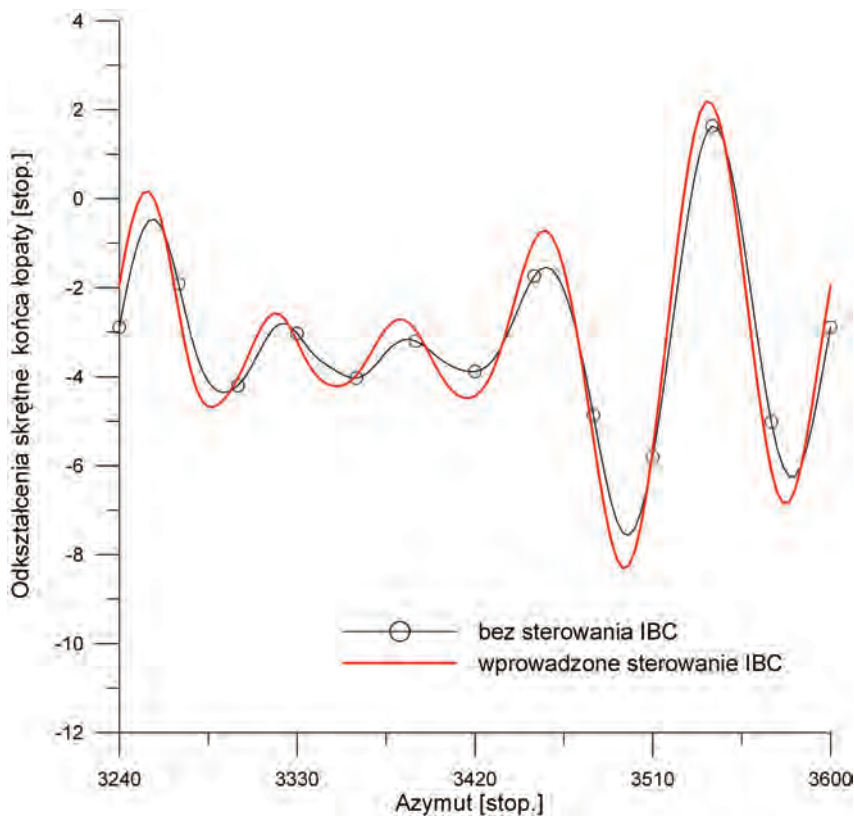
Rys. 5. Porównanie zmian momentu gnącego wał wirnika M_x , przechylającego śmigłowiec w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h, przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopatek oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC $\phi_{IBC}=0,1 \cdot \sin(5 \cdot \omega \cdot t + 45^\circ)$, wirnik pięciolopatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg, (+) przechylenie w kierunku azymutu 270°



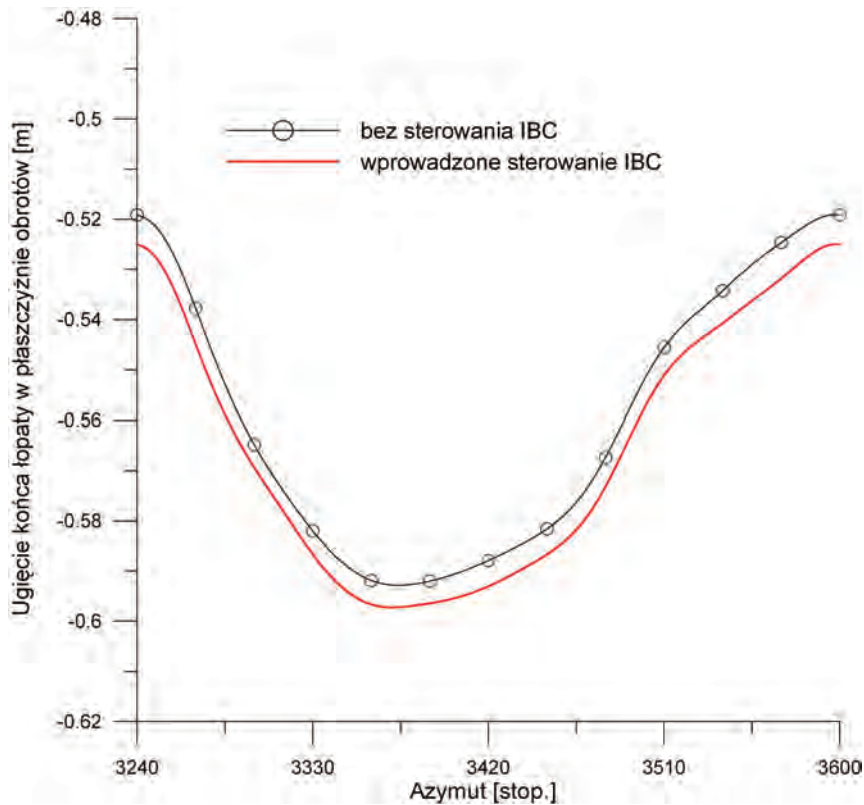
Rys. 6. Porównanie zmian momentu gnącego wał wirnika M_y , pochylającego śmigłowiec w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h, przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopatek oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC $\phi_{IBC}=0,1 \cdot \sin(5 \cdot \omega \cdot t + 45^\circ)$, wirnik pięciolopatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg, (+) pochylanie na nos - nurkowanie



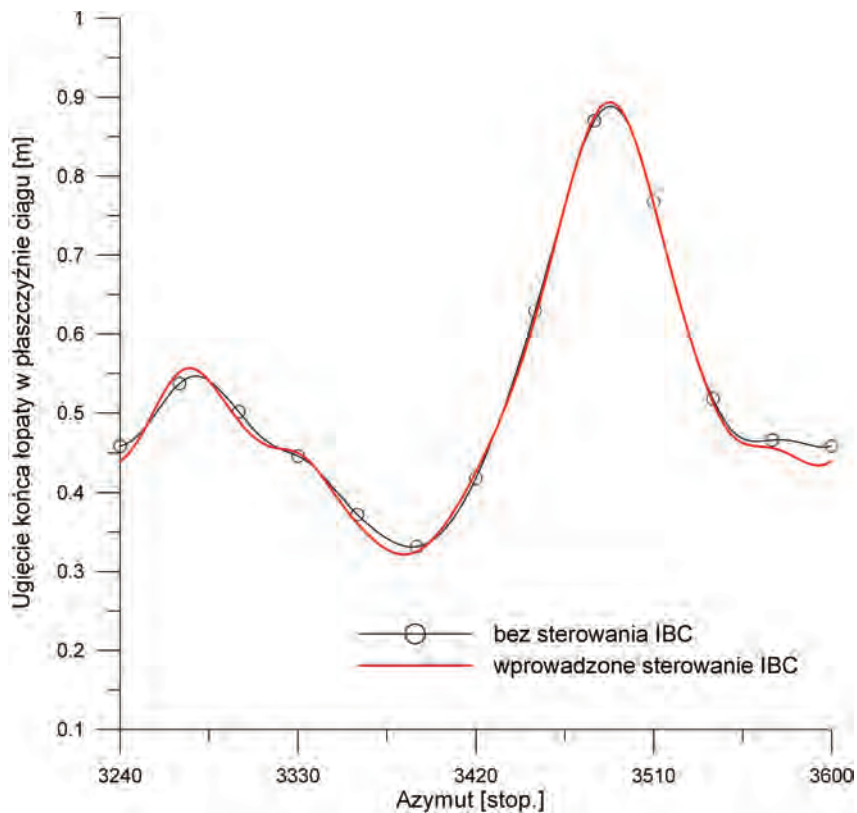
Rys. 7. Porównanie zmian momentu skręcającego wał wirnika M_z , w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h, przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopatek oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC $\varphi_{IBC}=0,1*\sin(5*\omega*t+45^\circ)$, wirnik pięciopłatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg, (+) wirnik napędzany przez silnik.



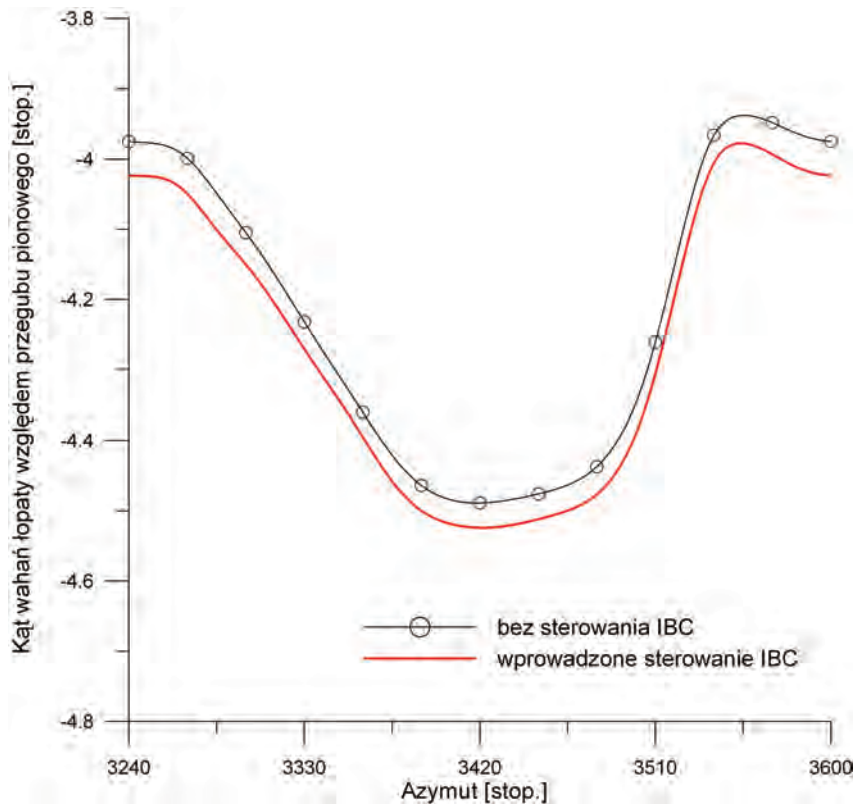
Rys. 8. Odkształcenia skrętne końca łopaty wirnika w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h, przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopatek oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC $\varphi_{IBC}=0,1*\sin(5*\omega*t+45^\circ)$, wirnik pięciopłatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg, (+) nosek profilu do góry



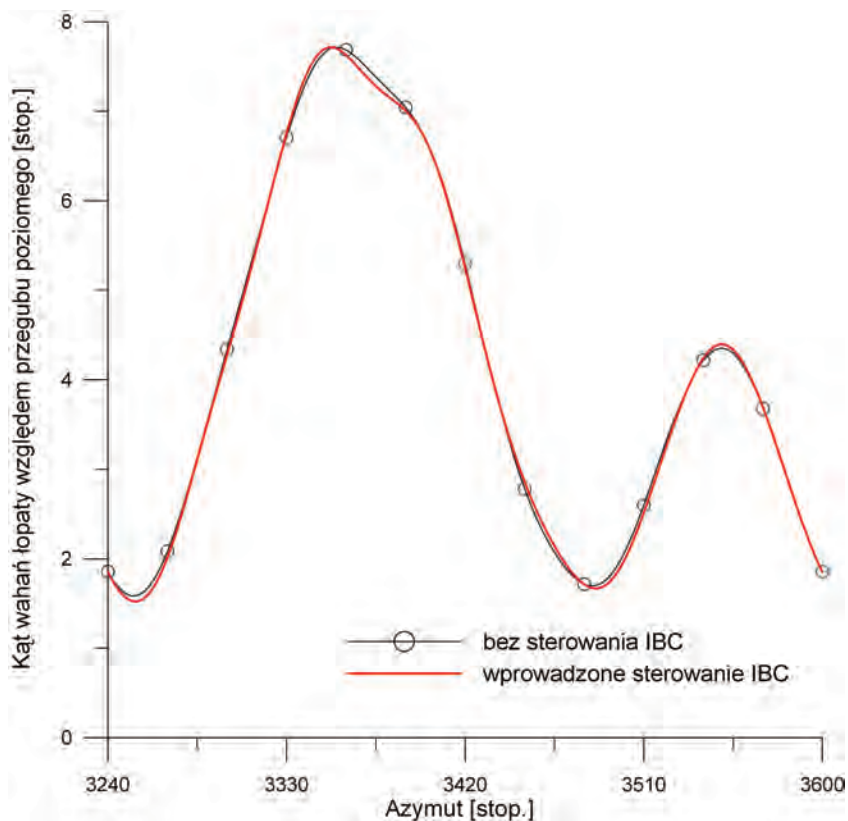
Rys. 9. Ugięcie y_k końca łopaty wirnika w płaszczyźnie obrotów w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h, przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopat oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC $\varphi_{IBC}=0,1*\sin(5*\omega*t+45^\circ)$, wirnik pięćłopatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg, (+) w przód od kierunku promieniowego



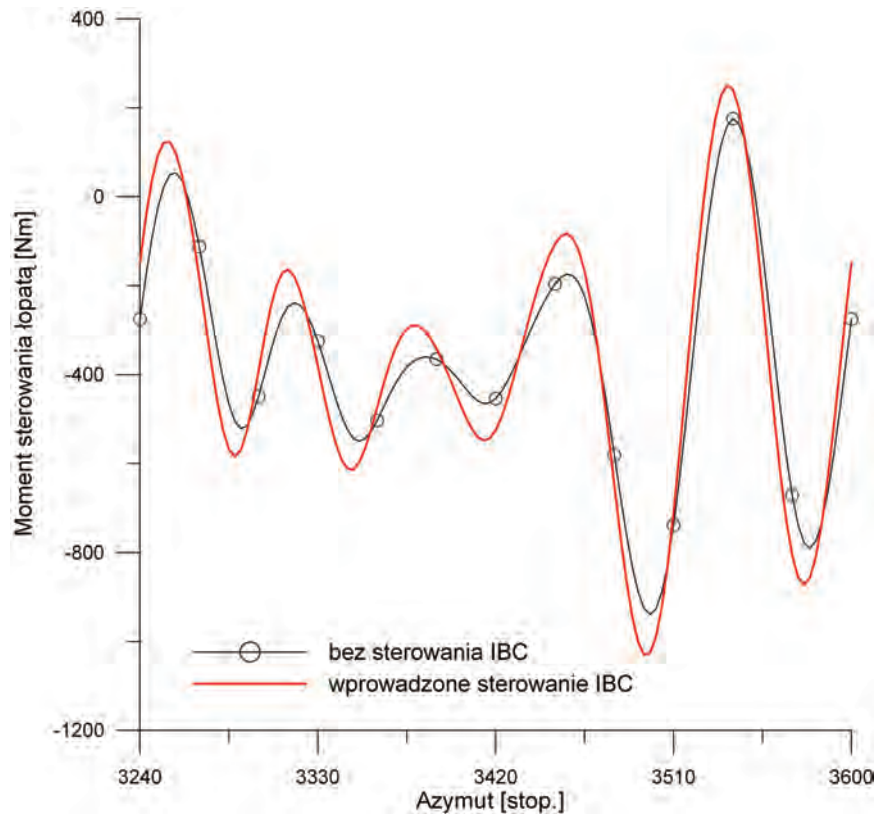
Rys. 10. Ugięcie z_k końca łopaty wirnika w płaszczyźnie ciągu w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h, przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopat oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC $\varphi_{IBC}=0,1*\sin(5*\omega*t+45^\circ)$, wirnik pięćłopatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg, (+) w górę



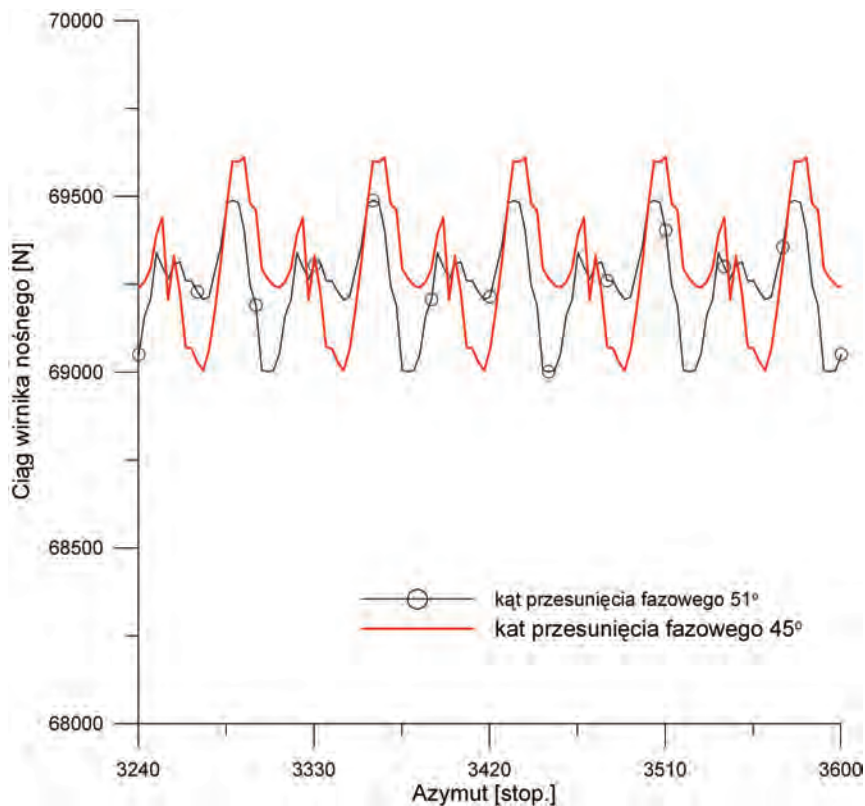
Rys. 11. Kąt wahań łopaty wirnika względem przegubu pionowego w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h, przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopat oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC $\varphi_{IBC}=0,1*\sin(5*\omega*t+45^\circ)$, wirnik pięciopłatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg, (+) w przód od kierunku promieniowego



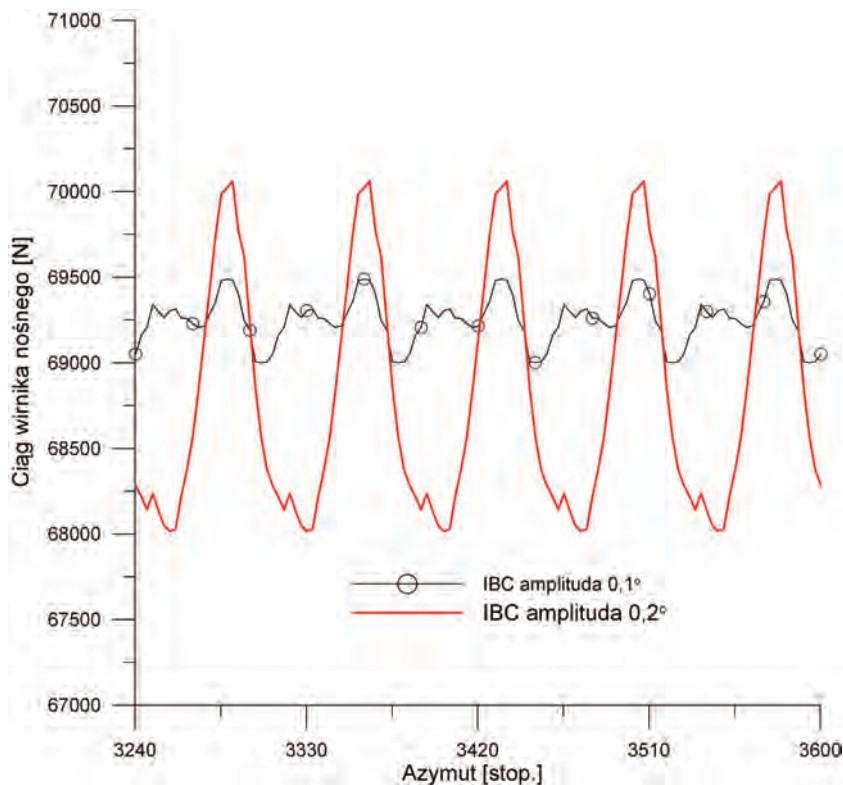
Rys. 12. Kąt wahań łopaty wirnika względem przegubu poziomego w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h, przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopat oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC $\varphi_{IBC}=0,1*\sin(5*\omega*t+45^\circ)$, wirnik pięciopłatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg, (+) do góry



Rys. 13. Moment sterowania łopata wirnika w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h przy konwencjonalnym sterowaniu kątem nastawienia łopat oraz z wprowadzonym dodatkowym sterowaniem IBC $\phi_{IBC}=0,1*\sin(5*\omega*t+45^\circ)$, wirnik pięćłopatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg, (-) nosek łopaty w dół



Rys. 14. Zmniejszenie pulsacji ciągu wirnika nośnego przy zmianie kąta przesunięcia fazowego ($\psi=45^\circ$ oraz $\psi=51^\circ$) funkcji dodatkowego sterowania kątem nastawienia łopat w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h, wprowadzone dodatkowe sterowanie IBC $\phi_{IBC}=0,1*\sin(5*\omega*t+\psi)$, wirnik pięćłopatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg



Rys. 15. Znaczny wzrost pulsacji ciągu wirnika nośnego przy zmianie amplitudy ($\alpha=0,1^\circ$ oraz $\alpha=0,2^\circ$) funkcji dodatkowego sterowania kątem nastawienia łopaty w locie poziomym z prędkością $V=250$ km/h, wprowadzone dodatkowe sterowanie IBC $\varphi_{IBC} = \alpha \cdot \sin(5 \cdot \omega \cdot t + 51^\circ)$, wirnik pięciopłatowy, masa śmigłowca $m=7500$ kg

4. UWAGI

Z przeprowadzonych obliczeń symulacyjnych wynika, że wprowadzenie dodatkowego sterowania kątem nastawienia łopaty umożliwia znaczące zmniejszenie zmiennej składowej obciążenia wirnika (około 80% piątej harmonicznej ciągu wirnika). Stopień redukcji zmiennych obciążeń wirnika jest bardzo czuły na właściwy dobór parametrów dodatkowego sterowania łopatami. W przypadku lotu w warunkach rzeczywistych niezbędne będzie zastosowanie adaptacyjnego układu kontrolującego wielkość parametrów dodatkowego sterowania na podstawie bieżących pomiarów drgań konstrukcji śmigłowca.

LITERATURA

- [1] **M.Miller, J.Narkiewicz, W.Kania, T.Czechyra:** „Zastosowanie układów aktywnego sterowania łopaty wirnika nośnego śmigłowca w redukcji hałasu i drgań oraz poprawy osiągnięć”, Prace Instytutu Lotnictwa nr 184-185 (str.164-180), 2006
- [2] **J.Stanisławski:** „Instrukcje użytkowania programów komputerowych dotyczących zagadnień mechaniki lotu śmigłowca i obciążeń łopaty wirnika nośnego”, Opracowanie GR/01/BP/2004, Instytut Lotnictwa, wydanie wewn., Warszawa 2004.
- [3] **J.Stanisławski:** „Obliczenia w wybranych stanach lotu parametrów pracy czterołopatowego wirnika nośnego śmigłowca PZL Sokół z profilami NACA”, Opracowanie GR/0011/BP/2008, Instytut Lotnictwa, wydanie wewn., Warszawa 2008.
- [4] **J.Stanisławski:** „Wirnik nośny śmigłowca z indywidualnym sterowaniem kątem nastawienia łopaty w warunkach lotu ustalonego”, Opracowanie 0034/BP/2009, Instytut Lotnictwa, wydanie wewn., Warszawa 2009.

Summary

Paper presents the results of simulation calculations of helicopter rotor load changes in steady flight for the case of introduction of additional means for control of individual blades angle.

