



Zastosowanie metody Westergaarda do oceny oddziaływania samolotu HERCULES C-130 na nawierzchnie lotniskowe

KAROLINA GULAŃCZYK, JAN MARSZAŁEK¹

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Inżynierii Lądowej i Geodezji, Instytut Inżynierii Lądowej, Zakład Dróg i Lotnisk, ¹Zakład Inżynierii Wojskowej, 01-980 Warszawa, ul. gen. S. Kaliskiego 2, karolina.gulanczyk@wat.edu.pl, jan.marszalek@wat.edu.pl

Streszczenie. W artykule przedstawiono oryginalne rozwiązania oraz metodykę postępowania przy obliczaniu nawierzchni sprężystych obciążonych golenią samolotu o układzie kół w systemie tandem. Wykorzystując metodę stanów granicznych nośności, opracowano nomogramy do wyznaczenia obciążenia równoważnego, które jest niezbędne do obliczania nawierzchni metodą Westergaarda. Wyprowadzone równanie oraz nomogramy są nowymi rozwiązaniami, które dotychczas nie zostały opracowane. Po wyprowadzeniu współczynników redukcyjnych dla tak dużego rozstawu kół w systemie tandem wykonano obliczenia nawierzchni obciążonej golenią wojskowego samolotu transportowego HERCULES C-130 w zależności od grubości nawierzchni i parametrów podłoża oraz sporządzono wykresy przebiegu naprężeń.

Opracowanie wykresów na podstawie obliczeń metodą stanów granicznych nośności zdecydowanie przyspieszy procedurę obliczania konstrukcji nawierzchni sztywnych dla statków powietrznych o układzie kół w systemie tandem.

Słowa kluczowe: betonowe nawierzchnie lotniskowe, metoda stanów granicznych nośności, układ kół tandem

DOI: 10.5604/12345865.1168850

1. Wprowadzenie

1.1. Określenie problemu

Do obliczania nawierzchni lotniskowych najczęściej stosuje się metodę Westergaarda, której główne założenie polega na redukcji obciążenia (za pomocą współczynnika

redukcyjnego r) od goleni wielokołowych do obciążenia równoważnego przypadającego na jedno koło zastępcze. Na podstawie opracowanych nomogramów dla standardowych układów kół w goleni, takich jak np. koła bliźniacze czy wielokołowe w układzie zwartym, wyznacza się współczynnik redukcyjny r , który stanowi podstawę do obliczeń siły obciążającej, naprężeń i ugięć w płycie betonowej.

Problem, który nie został dotychczas w pełni rozwiązany, dotyczy obliczenia nawierzchni obciążonych golenią samolotu Hercules C-130 o układzie kół w systemie tandem. W artykule opracowano nomogramy w oparciu o inną zasadę niż w pracy [2], dzięki którym można w szybki sposób wyznaczyć współczynnik redukcyjny przejścia z goleni dwukołowej do goleni jednokołowej równoważnej. Szczególnym przykładem statku powietrznego, który posiada taki układ kół o rozstawie 152 cm, a przy tym duży ciężar startowy — 703 kN, jest samolot transportowy będący na wyposażeniu lotnictwa wojskowego w Polsce — Hercules C-130.

W niniejszym artykule autorzy przeprowadzili szczegółowe obliczenia dla tego samolotu. Wyprowadzono równanie oraz opracowano nomogram do wyznaczania obciążenia równoważnego z użyciem metody stanów granicznych nośności. Pozwoli to na przejście do obliczeń w klasycznej metodzie Westergaarda oraz na przyspieszenie procesu projektowania nawierzchni pod obciążenia nienormatywnych statków powietrznych, takich jak CASA i HERKULES, które są na wyposażeniu lotnictwa wojskowego w naszym kraju.

1.2. Charakterystyka samolotu transportowego Hercules C-130

Hercules C-130 jest amerykańskim wojskowym średnim samolotem czterosilnikowym o napędzie turbośmigłowym, wyprodukowanym przez wytwórnię Lockheed. Konstrukcyjnie to metalowy górnopłat. Wprowadzony został do służby w 1956 roku, znajduje się na wyposażeniu służb zbrojnych ponad 50 krajów świata,



Rys. 1. Samolot transportowy Hercules C-130 będący na wyposażeniu polskiej armii

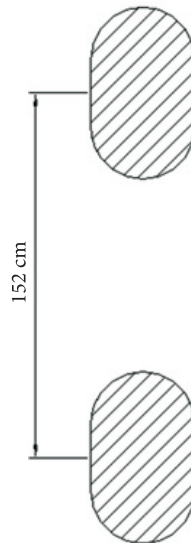
z czego lotnictwo wojskowe Rzeczypospolitej Polskiej jest użytkownikiem sześciu sztuk tego samolotu. Stacjonują one w 33. Bazie Lotnictwa Transportowego w Powidzu.

Głównym przeznaczeniem Herculesa C-130 jest transport towarów i osób. Załogę stanowi od 4 do 6 osób. Samolot zaopatrzony jest w hermetyzowaną ładownię, może zabrać do 94 żołnierzy, do 64 spadochroniarzy lub 74 rannych na noszach. Poza tym duże wymiary przedziału ładunkowego oraz obecność rampy ładunkowej pozwalają na zabranie dwu lub trzech lekkich samochodów terenowych lub jednej ciężarówki, lub pojazdu opancerzonego. W dole kadłuba są drzwi ładunkowe, które otwierane są w locie do zrzutów w zależności od potrzeb. Zbiorniki na paliwo znajdują się w skrzydłach. Pod skrzydłami można podwiesić dodatkowe zbiorniki na paliwo po 5150 l każdy, zwiększające zasięg samolotu, który normalnie wynosi 3800 km przy pułapie 10 000 m.

Podstawowe dane techniczne samolotu Hercules C-130:

- Ciężar startowy — Q_s : 703 kN
- Ciśnienie w oponach — q : 0,67 MPa
- Rozpiętość: 40,40 m,
- Długość: 29,80 m,
- Wysokość: 11,60 m,
- Powierzchnia nośna: 162,10 m²,
- Prędkość maksymalna: 610 km/h.

Układ kół w goleni przedstawiono na rysunku poniżej:



Rys. 2. Schemat rozstawu kół w goleni głównej samolotu Hercules C-130

1.3. Tok postępowania przy wyznaczaniu współczynnika redukcyjnego

Do wyznaczenia współczynnika redukcyjnego oraz obciążenia równoważnego zastosowano radziecką metodę stanów granicznych nośności. Jest ona oparta na stanach granicznych przy następujących założeniach:

- Stan graniczny płyta nawierzchni uzyska poprzez:
 - osiągnięcie maksymalnego momentu zginającego,
 - osiągnięcie momentu zginającego, wywołującego otwieranie się rys.
- Rozpatrywana jest płyta o nieograniczonych wymiarach w planie i obciążeniu w środku.
- Obciążenie obliczeniowe przyjmuje się jako obciążenie statyczne pomnożone przez współczynnik dynamiczny.

1.4. Wyznaczenie obciążenia równoważnego

Podstawowe obciążenie na goleń wyznaczono z zasad ogólnych, gdzie przyjmuje się 45% ciężaru startowego na jedną goleń główną, co w przypadku samolotu Hercules C-130 wynosi $P_g = 316,35$ kN.

Założono następujące wartości dla płyty betonowej:

- współczynnik podatności podłoża $k = 200\ 000$ kN/m³,
- współczynnik sprężystości betonu $E_b = 32\ 000$ MPa,
- współczynnik Poissona dla betonu $\nu = 0,15$,
- grubość płyty betonowej $h = 30$ cm.

2. Wyznaczenie parametrów obliczeniowych w metodzie stanów granicznych nośności [1]

2.1. Wyznaczenie obciążenia obliczeniowego na jedno koło

$$P_i = n \times k_d \times \frac{P_g}{N} \times m. \quad (1)$$

Korzystając z pracy [1], przyjęto następujące współczynniki:

$n = 1$ — współczynnik przeciążenia,

$k_d = 1,2$ — współczynnik dynamiczny,

$m = 0,8$ — współczynnik warunków pracy nawierzchni,

$N = 2$ — liczba kół w goleni.

Obliczono z równania (1) obciążenie na jedno koło goleni głównej:

$$P_i = 170,83 \text{ kN.}$$

2.2. Wyznaczenie powierzchni styku kół z nawierzchnią

Wielkość powierzchni styku obliczono z równania:

$$F_i = \frac{P_i}{q} = \frac{170,83}{0,067} = 2549,7 \text{ cm}^2.$$

Promień R obliczono z następującego równania:

$$R = \sqrt{\frac{F_i}{\pi}} = \sqrt{\frac{2549,7}{3,14}} = 28,5 \text{ cm}.$$

2.3. Wyznaczenie cylindrycznej sztywności płyty

Obliczono z równania:

$$D = \frac{E_b \times h^3}{12 \times (1 - \nu^2)}. \quad (2)$$

Charakterystykę sprężystą płyty bez powstawania rys obliczono z równania:

$$S = \sqrt[4]{\frac{4D}{c}} = \sqrt{2}l, \quad (3)$$

gdzie: l — promień względnej sztywności płyty.

2.4 Obliczenie momentów zginających w przekroju obliczeniowym

Za przekrój obliczeniowy przyjmuje się przekrój pod środkiem śladu opony najbardziej obciążonego koła. Moment zginający M_o wyznaczono z równania:

$$M_o = q \times S \times [0,17R - 0,012S]. \quad (4)$$

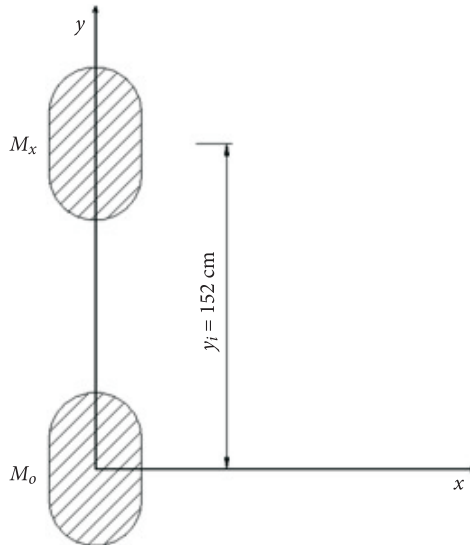
Następnie obliczono moment M_y^i

$$M_y^i = P_i \bar{M}_y^i, \quad (5)$$

gdzie: \bar{M}_y^i moment jednostkowy od działania koła przyłożonego poza rozpatrywanym punktem, którego wartość odczytuje się z tabeli jednostkowych momentów zginających na podstawie wartości η_i wyznaczonej z równania:

$$\eta_i = \sqrt{2} \frac{y_i}{S}, \quad (6)$$

gdzie: y_i — współrzędna punktu przyłożenia i -tej siły, przyjmując za początek współrzędnych punkt przecięcia osi x i y zgodnie z rysunkiem numer 3.



Rys. 3. Schemat rozstawu kół w goleni głównej samolotu Hercules C-130 przedstawiający odległość y_i — współrzędną przyłożenia i -tej siły

Całkowity moment zginający dla goleni samolotu Hercules C-130 jest sumą momentów obliczonych poniżej:

$$M_c = M_o + M_y^i = M_o^r, \quad (7)$$

gdzie: M_o — moment zginający od koła pod tym kołem;

M_y^i moment zginający od drugiego koła pod śladem koła pierwszego.

2.5. Wyznaczenie zależności i nomogramu do obliczania obciążenia równoważnego

Porównując momenty zginające dla płyty obciążonej w środku golenią rzeczywistą (dwukołową) i równoważną (jednokołową), otrzymano równanie w poniższej postaci:

$$q \times S \times [0,17R - 0,012S] + \bar{M}_y^i \times P_i = q \times S \times [0,17R_1 - 0,012S], \quad (8)$$

gdzie: R — promień styku koła z nawierzchnią dla goleni rzeczywistej;
 R_1 — promień styku koła równoważnego obliczany z równania:

$$R_1 = \sqrt{\frac{P_r}{q\pi}}. \quad (9)$$

Przekształcając powyższe równanie (8) do postaci:

$$0,17R - 0,012S + \frac{\bar{M}_y^i \times P_i}{q \times S} = 0,17R_1 - 0,012S,$$

po skróceniu i przekształceniach uzyskano równanie na obliczanie promienia koła równoważnego w postaci:

$$R_1 = R + \frac{\bar{M}_y^i \times P_i}{q \times S \times 0,17}. \quad (10)$$

Korzystając z równania (9), wyznaczono wyrażenie na obliczanie obciążenia równoważnego:

$$P_r = \left(R + \frac{\bar{M}_y^i \times P_i}{q \times S \times 0,17} \right)^2 \times q\pi. \quad (11)$$

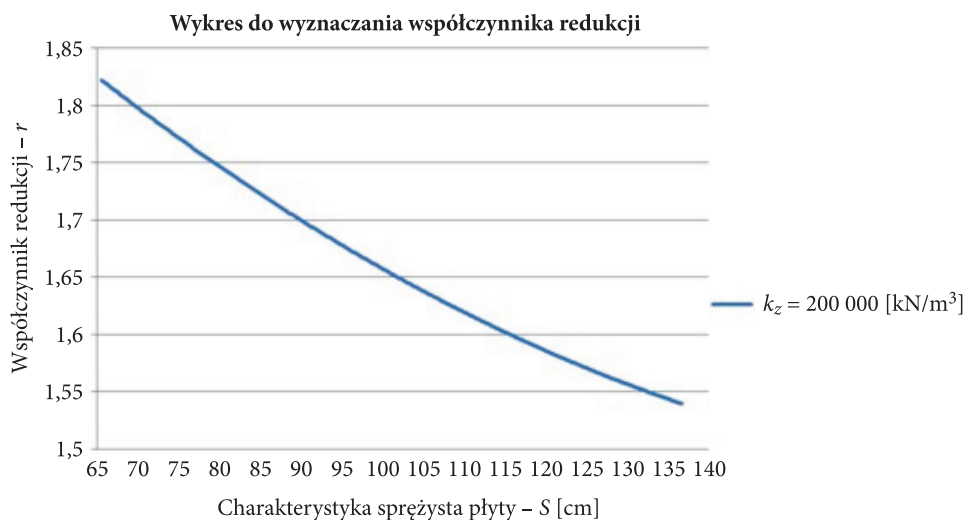
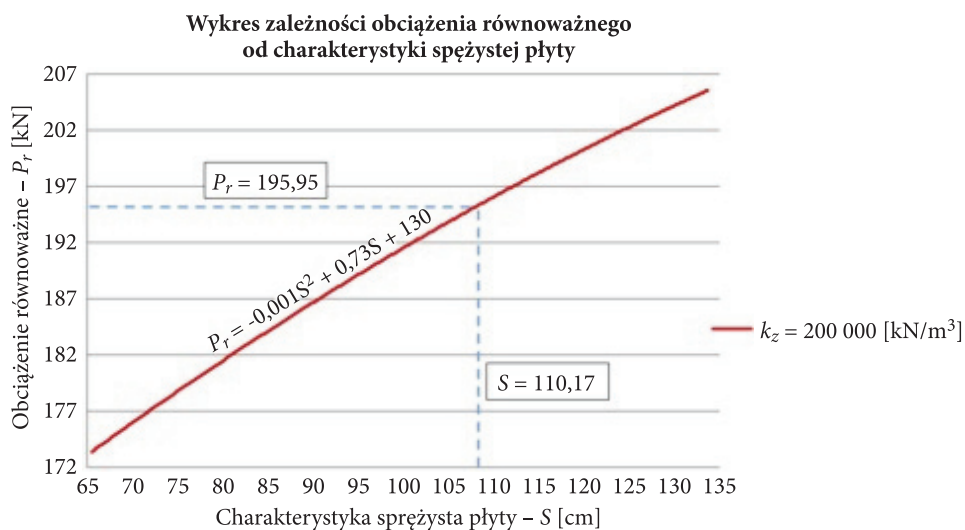
Powyższe wyrażenie (11) pozwoli na wyznaczenie współczynnika redukującego goleń dwukołową do goleni jednokołowej równoważnej:

$$r = \frac{P_g}{P_r}. \quad (12)$$

Na wykresie (rys. 4) przedstawiono zależność współczynnika redukcji r od charakterystyki sprężystej płyty S . Wykres został sporządzony na podstawie obliczonych wartości siły równoważnej P_r według równania (11), przyjmując pewien przedział parametrów sprężystości płyty S .

Wynika z niego, że wraz ze wzrostem wartości charakterystyki sprężystej płyty S maleje wartość współczynnika redukcji r . Zależność ta stanowi podstawę do obliczania obciążenia równoważnego dla schematu goleni typu tandem oraz odgrywa istotną rolę przy wyznaczeniu naprężeń i ugięć we wzorach Westergaarda.

Wyniki uzyskane z równania (11) przedstawiono graficznie na rysunku numer 5. Korzystając z arkusza kalkulacyjnego programu Excel, określono postać algorytmu do obliczania obciążenia równoważnego.

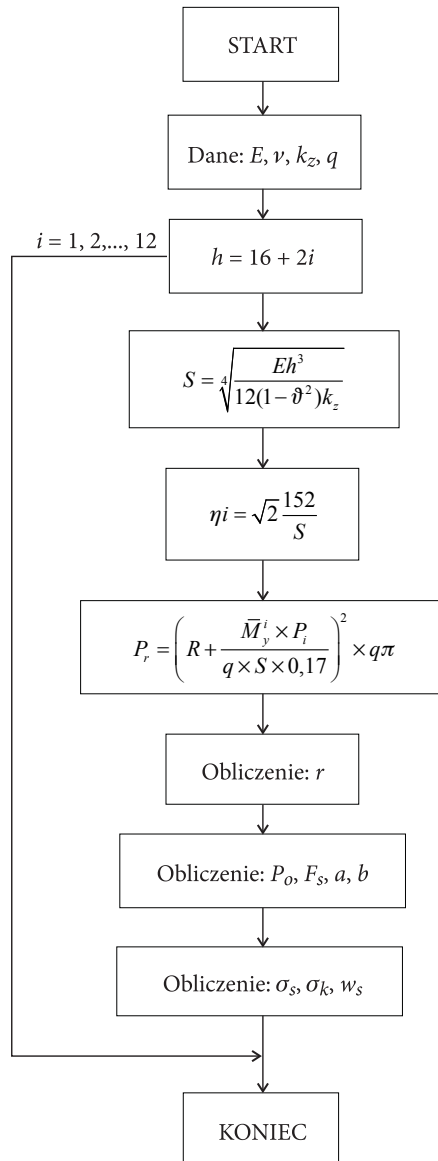
Rys. 4. Wykres zależności współczynnika redukcji r od charakterystyki sprężystej płyty S Rys. 5. Wykres zależności obciążenia równoważnego P_r od charakterystyki sprężystej płyty S

3. Wykresy naprężeń i ugięć w płycie

Wyznaczone obciążenie równoważne pozwala na sporządzenie wykresów do analizy nośności płyt sprężystych obciążonych golenią główną samolotu Hercules C-130.

Do wykonania tych wykresów wykorzystano algorytmy metody Westergaarda do obliczenia naprężeń w środku, na krawędzi i w narożu płyty. Obliczenia zrealizowano programem Excel.

Schemat blokowy postępowania przy obliczaniu nawierzchni metodą Westergaarda z uwzględnieniem wcześniejszych analiz przedstawiono poniżej na rysunku 6.



Rys. 6. Schemat blokowy obliczania naprężeń i ugięć z zastosowaniem metody Westergaarda

Wyniki obliczeń komputerowych przedstawiono w tabeli 1.

TABELA 1
Wykaz wielkości charakterystycznych dla obliczeń oraz uzyskanych naprężeń i ugięć
dla $k_z = 200\,000 \text{ kN/m}^3$

| h [cm] | P_r [kN] | r | σ_s [MPa] | σ_k [MPa] | w_k [mm] |
|----------|------------|------|------------------|------------------|------------|
| 16,00 | 175,39 | 1,80 | 4,52 | 6,58 | 1,05 |
| 18,00 | 178,42 | 1,77 | 3,87 | 5,80 | 0,93 |
| 20,00 | 181,48 | 1,74 | 3,37 | 5,16 | 0,83 |
| 22,00 | 184,79 | 1,72 | 2,96 | 4,62 | 0,75 |
| 24,00 | 187,52 | 1,69 | 2,63 | 4,18 | 0,69 |
| 26,00 | 190,35 | 1,66 | 2,36 | 3,80 | 0,63 |
| 28,00 | 193,27 | 1,64 | 2,13 | 3,47 | 0,58 |
| 30,00 | 195,59 | 1,62 | 1,93 | 3,18 | 0,54 |
| 32,00 | 197,89 | 1,60 | 1,76 | 2,93 | 0,50 |
| 34,00 | 199,69 | 1,58 | 1,61 | 2,71 | 0,47 |
| 36,00 | 201,83 | 1,57 | 1,49 | 2,52 | 0,44 |
| 38,00 | 203,67 | 1,55 | 1,37 | 2,34 | 0,41 |
| 40,00 | 205,40 | 1,54 | 1,28 | 2,19 | 0,38 |

Na podstawie uzyskanych wyników sporządzono wykresy (rys. 7-8). Opracowane na wykresach nomogramy pozwalają na szybkie określenie naprężeń w płycie betonowej obciążonej gołonią samolotu Hercules C-130 dla podbudowy na podłożu gruntowym o zastępczym współczynniku Winklera o wartości $200\,000 \text{ kN/m}^3$.

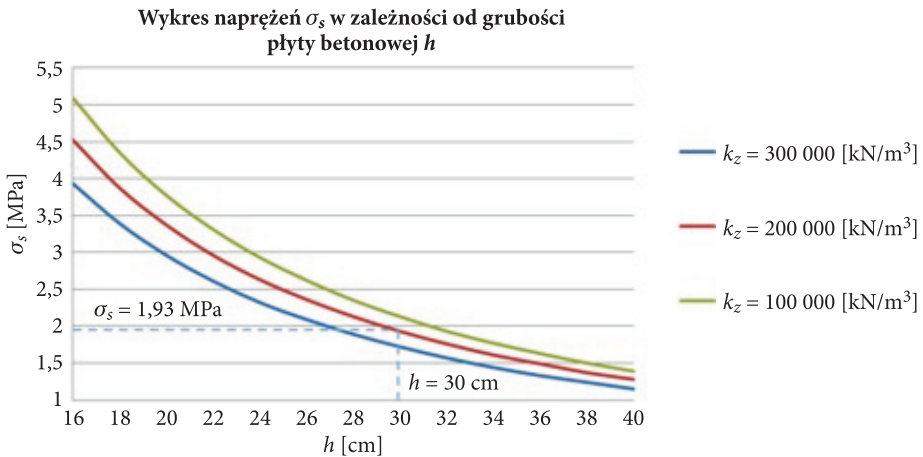
Analizując wyliczenia naprężeń i ugięć dla powyższych danych, należy wyznaczyć optymalną grubość płyty betonowej. W tym celu sprawdzono naprężenia dopuszczalne oraz nośność płyty betonowej dla przyjętego betonu i podbudowy:

$$\sigma_{dop} = \frac{R_{rzg}}{s} = \frac{4,8}{1,5} = 3,2 \text{ MPa}, \quad (13)$$

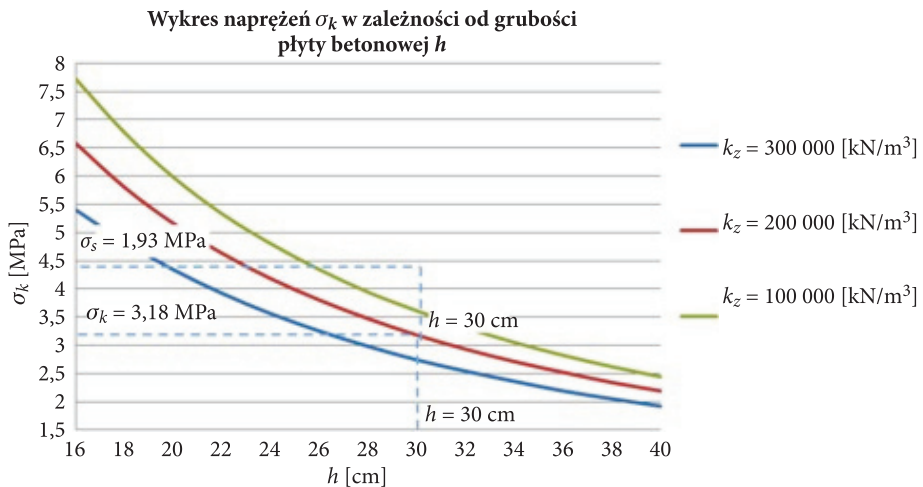
gdzie: R_{rzg} — wytrzymałość betonu na rozciąganie przy zginaniu;
 s — współczynnik bezpieczeństwa dla drogi startowej.

Z powyższej tabeli można odczytać, że maksymalne naprężenia spełniające warunki naprężeń dopuszczalnych występują dla grubości płyty betonowej $h = 30 \text{ cm}$.

$$\sigma_{\max} = \sigma_k = 3,18 \text{ MPa}, \quad \sigma_{\max} < \sigma_{dop} = 3,2 \text{ MPa}.$$



Rys. 7. Wykres naprężeń σ_s dla środka płyty w zależności od grubości nawierzchni h



Rys. 8. Wykres naprężeń σ_k dla krawędzi płyty w zależności od grubości nawierzchni h

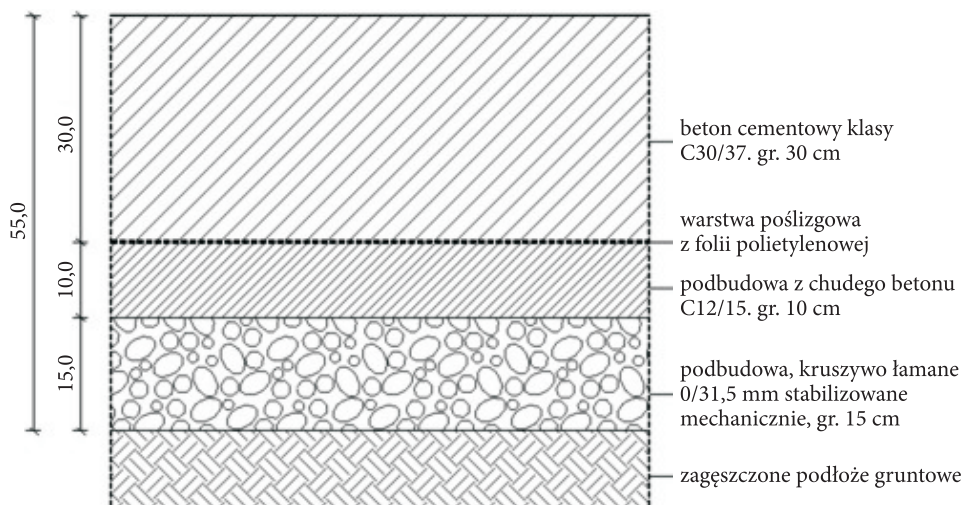
4. Określenie grubości płyt z betonu cementowego z wykorzystaniem opracowanych nomogramów

4.1. Propozycja konstrukcji warstw pod płytą betonową

Do analiz i wyliczeń przyjęto wartość współczynnika $k_z = 200\,000$ kN/m³. Poniżej zaprojektowano układ warstw konstrukcyjnych nawierzchni, których łączna wartość współczynnika sprężystości k_z jest równa wartości założonej.

- Nawierzchnia z betonu C30/37 — grubość $h = 30$ cm.

- Warstwa poślizgowa z folii polietylenowej — grubość $h = 0,03$ cm.
- Podbudowa z chudego betonu C12/15 — $h_2 = 10$ cm, $E_3 = 27000$ MPa.
- Kruszywo łamane stabilizowane mechanicznie — $h_1 = 15$ cm, $E_2 = 300$ MPa.
- Grunt rodzimy (piasek drobny) — $E_0 = 150$ MPa.



Rys. 9. Układ warstw konstrukcyjnych nawierzchni

4.2. Przykład korzystania z opracowanych nomogramów

Znając naprężenia dopuszczalne na rozciąganie przy zginaniu dla danej klasy betonu, możemy dla przyjętej podbudowy i podłoża oraz wyznaczonego dla tych warstw współczynnika k_z wyznaczyć grubość nawierzchni. Dane o konstrukcji nawierzchni i parametrach betonu cementowego podano w skrypcie [1].

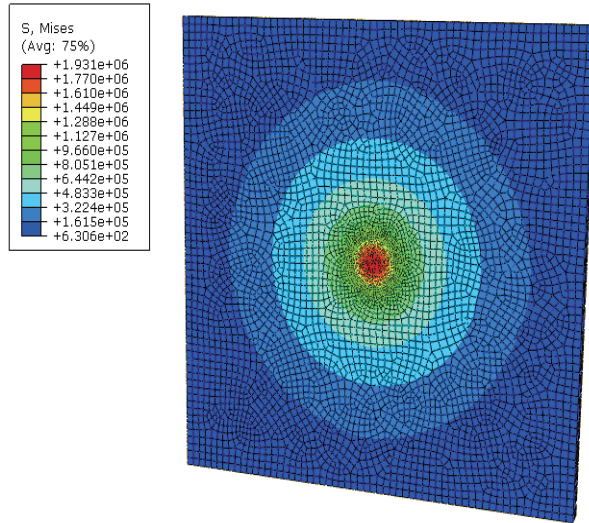
Grubość płyty betonowej wyznaczonej ze względu na naprężenia krawędziowe — dla $\sigma_{dop} = 3,20$ MPa, $k_z = 200\ 000$ kN/m³ z nomogramu na rysunku 8 wynosi $h_k = 30$ cm.

4.3. Sprawdzenie obliczonych naprężeń z nomogramu z wynikami uzyskanymi z programu komputerowego ABAQUS bazującego na metodzie elementów skończonych

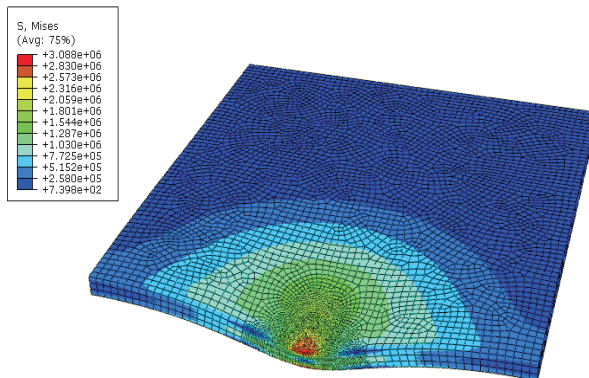
- a) Obliczenia wykonano za pomocą programu Abaqus dla następujących danych:
 - współczynnik Winklera dla podłoża $k = 200\ 000$ kN/m³,
 - grubość płyty $h = 30$ cm,

- siła obciążająca $P_r = 195,95$ kN,
- moduł sprężystości betonu $E = 32\,000$ MPa,
- powierzchnia styku koła z nawierzchnią $F = 2919,26$ cm,
- promień koła styku z nawierzchnią $R = 30,48$ cm.

Wyniki obliczeń programem ABAQUS przedstawiono poniżej na rysunkach nr 10 i 11.



Rys. 10. Rozkład naprężeń dla środka płyty



Rys. 11. Rozkład naprężeń dla krawędzi płyty

Maksymalne naprężenia wyliczone za pomocą programu ABAQUS wynoszą:

- dla środka płyty $\sigma_s = 1,93$ MPa,
- dla krawędzi płyty $\sigma_k = 3,09$ MPa.

b) Wyniki uzyskane z nomogramów:

Dla $k_z = 200\,000\text{ kN/m}^3$ i grubości płyty $h = 30\text{ cm}$ z nomogramów (rys. 7-8) odczytano naprężenia:

- dla środka płyty $\sigma_s = 1,93\text{ MPa}$,
- dla krawędzi płyty $\sigma_k = 3,18\text{ MPa}$.

Różnica wyników mieści się w granicach błędu obliczeniowego. Powyższe sprawdzenie uwiarygodnia opracowane nomogramy.

5. Podsumowanie i wnioski

W przedstawionym artykule zaprezentowano oryginalne rozwiązanie problemu obliczania nawierzchni z betonu cementowego obciążonego gołenią ciężkiego samolotu o układzie kół w systemie tandem. W szczególności opracowano:

- wyprowadzenie zależności do wyznaczania obciążenia równoważnego oraz w konsekwencji współczynnika redukcyjnego gołeni rzeczywistej dwukołowej o układzie kół w systemie tandem do gołeni jednokołowej równoważnej;
- nomogramy do wyznaczania naprężeń w płytach betonowych ułożonych na podbudowie i podłożu o współczynniku zastępczym Winklera równym $200\,000\text{ kN/m}^3$;
- sprawdzenie za pomocą programu Abaqus uzyskanych wyników z opracowanych nomogramów.

Opracowane nomogramy pozwalają na szybką analizę nośności dla nawierzchni z betonu cementowego, co zaprezentowano na praktycznym przykładzie korzystania z opracowanych nomogramów.

Układ kół tandem występuje w wojskowych samolotach transportowych Hercules C-130, które są na wyposażeniu naszego lotnictwa. Zaprezentowana metodyka oraz opracowane nomogramy pozwolą na szybką ocenę metodą ACN-PCN nawierzchni z betonu cementowego użytkowanej przez te samoloty, co w warunkach wojskowych jest pożądane.

Artykuł wpłynął do redakcji 17.03.2014 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano 27.05.2015 r.

LITERATURA

- [1] MARSZAŁEK J., *Budowa lotnisk, Część II. Obliczanie nawierzchni*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 1984.
- [2] KRAKOWIAK A., MARSZAŁEK J., *Zastosowanie metody Westergaarda do obliczania nawierzchni obciążonej gołenią samolotu o układzie kół w systemie tandem*, Biul. WAT, 2, 2014.
- [3] SZYDŁO A., *Nawierzchnie drogowe z betonu cementowego. Teoria, wymiarowanie, realizacja*, Polski Cement, Kraków, 2004.

- [4] SZYDŁO A., *Ocena nośności nawierzchni metodą ACN-PCN*, Drogownictwo, 11-12, 1990.
- [5] CZARNECKI K., *Klasyfikacja nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN*, Technika Lotnicza i Astronautyczna, 1/87.

K. GULAŃCZYK, J. MARSZAŁEK

Application of Westergaard Method for assessment of interaction of Hercules C-130 plane on airport pavement

Abstract. The following paper describes original solution and methodology of calculating elastic pavements loaded by aircraft's leg in arrangement of wheels in tandem.

Using Border Load Capacity State Method, the authors have developed nomographs for determining the equivalent load, which could be further applied in Westergaard's pavement calculation approach. Derived the state-of-the-art equation and nomographs have not been considered yet. For this reason, they are valuable sources of information for aircraft pavement designers.

Considering the pavement loaded by military cargo aircraft (HERCULES C-130), the authors performed calculations of pavement stresses and its deflection in the function of pavement thickness and soil parameters. These computations resulted in obtaining diagrams presenting pavement stress variation in the function of parameters described herein.

Diagrams obtained using Border Load Capacity State Method will certainly accelerate the procedure of calculating the construction of stiff pavements loaded by the aircrafts with tandem arrangement of wheels.

Keywords: concrete airport pavements, capacity limit state method, system wheels in tandem

DOI: 10.5604/12345865.1168850

