

## Bibliografia

- [1] Arega Z., Bhasin A.: *Binder Rheology and Performance in Warm Mix Asphalt*, Published August 2012 Center for Transportation Research The University of Texas at Austin 1616 Guadalupe St, Suite 4.202 Austin, TX 78701
- [2] Błażejowski K., SMA. *Teoria i praktyka*, Rettenmaier Polska sp. z o.o., Warszawa 2007
- [3] Błażejowski K., Styk S., *Technologia Warstw asfaltowych* Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 2011
- [4] D'Angelo J., Harm E., end team: *Warm-Mix Asphalt: European Practice American*. Trade Initiatives P.O. Box 8228, Alexandria, February 2008
- [5] Gaweł I., Kalabińska M., Piłat J., *Asfalty Drogowe*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 2001
- [6] Iwański M., Mazurek G., *Zależność temperatury zgęszczania betonu asfaltowego w aspekcie modyfikatora niskowiskozowego*, IV Międzynarodowa Konferencja Naukowo-Techniczna, Poznań 2009, październik 2009, s. 94-102
- [7] Jańczewski D., Różycki C., Synorodzki L., *Projektowanie procesów technologicznych*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2010
- [8] Judycki J., Jaskuła P., *Badania oddziaływania wody i mrozu na betony asfaltowe o zwiększonej odporności na deformacje trwałe*, *Drogownictwo* 12/1999
- [9] Kalabińska M., Piłat J., *Reologia asfaltów i mas mineralno-asfaltowych*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1982
- [10] Kalabińska M., Piłat J., *Technologia materiałów i nawierzchni drogowych*, Wyd. PWN, Warszawa 1985
- [11] Mieczkowski P., *Dodatki powierzchniowo aktywne substancji (PAS) w technologii drogowej*, *Magazyn Autostrady*, 6/2014
- [12] Mazurek G., Nowakowski K., *The evaluation of SMA mixture properties with the surface-active agent in WMA technology*, Matbud, Kraków 2015
- [13] Nowakowski K., *Evaluation of the THPP effect on compactability enhancement of SMA 8 S mix produced in WMA technology*, Transcom 2015, 22-25 June, Zylina
- [14] Rabek J.F., *Współczesna wiedza o polimerach*, Wyd. PWN, Warszawa 2008
- [15] Radziszewski P., Kalabińska M., Piłat J., *Materiały drogowe i nawierzchnie asfaltowe*, Wyd. WKŁ, Warszawa 1995
- [16] Shramm G., *Reologia Podstawy i Zastosowanie*, Ośrodek Wydawnictw Naukowych, Poznań 1998
- [17] Stanisław A., *Przystępny kurs statystyki z zastosowaniem STATISTICA PL na przykładach medycznych Tom 1. Modele liniowe i nieliniowe*, Statsoft, Kraków 2007
- [18] Stefańczyk B., *Materiały drogowe*, Politechnika Szczecińska, Szczecin 1989
- [19] Stefańczyk B., Mieczkowski P., *Dodatki, katalizatory i emulgatory w mieszankach mineralno-asfaltowych*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 2010
- [20] Stefańczyk B., Mieczkowski M., *Mieszanki mineralno-asfaltowe – Wykonawstwo i badania*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 2009
- [21] Trzaska E., *Lepkość asfaltów i europejskie metody jej badania*, Nafta-Gaz, lipiec 2012
- [22] Xiao F, V.S. Punith, S.N. Amirhanian, *Effects of non-foaming WMA additives on asphalt bitumens at high performance temperatures*, Fuel 2011
- [23] Zivorad L., *Design of Experiments in Chemical Engineering*, WILEY-VCH Verlag GmbH & Co. K Ga A, 2004
- [24] EA-04/16 rev 00 December 2013 EA guidelines on the expression of uncertainty In qualitative testing
- [25] Nawierzchnie asfaltowe na drogach krajowych WT-2 – 2010 Mieszanki mineralno-asfaltowe Wytyczne techniczne – część 2, Warszawa 2010



PAWEŁ SIKORSKI

Politechnika Świętokrzyska  
p.sikorski@vp.pl

## Wymiarowanie płyt żelbetowych nawierzchni lotniskowych klasycznie zbrojonych

Do budowy betonowych nawierzchni lotniskowych zaleca się stosowanie betonu o klasach wytrzymałości na ściskanie od C35/45 do C45/55, ze względu na konieczność przejmowania przez nawierzchnię sił poziomych występujących w trakcie manewru hamowania statku powietrznego oraz uderzeń dynamicznych przy nieudanym lądowaniu. Potrzeba zwiększania trwałości nawierzchni uzasadnia tendencję sukcesywnego podnoszenia klasy wytrzymałości betonu. Podnoszenie klasy wytrzymałości skutkować może zmianą charakteru pracy nawierzchni betonowej, która staje się konstrukcją o podwyższonej wrażliwości na zarysowanie pod obciążeniem dynamicznym [4]. Konstrukcją pozwalającą na zwiększenie nośności bez konieczności zbytniego podnoszenia klasy betonu i zmiany geometrii nawierzchni (głównie grubości) są płyty żelbetowe. Zbrojenie w nawierzchniach żelbetowych wyko-

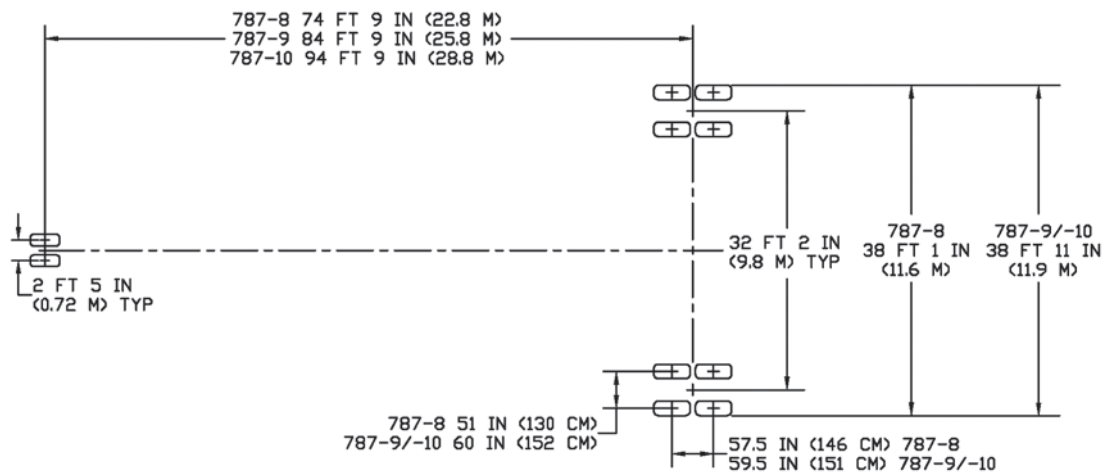
nuje się głównie w postaci siatek prętów ułożonych w kierunku poprzecznym i podłużnym w rozstawie 0,15–0,35 m. Średnice prętów zbrojeniowych powinny wynosić 0,012–0,016 m. Zastosowanie zbrojenia ogranicza możliwość powstawania przypadkowych pęknięć płyt na skutek nagłych zmian termicznych oraz przeciążeń konstrukcji [2].

### Obliczanie nawierzchni żelbetowych

Wprowadzenie zbrojenia w płytach nawierzchni lotniskowych umożliwia ustalenie racjonalnej grubości płyt oraz optymalizację wymiarów geometrycznych.

#### Dane wyjściowe

- Samolot obliczeniowy:
- Boeing 787-8 – Dreamliner



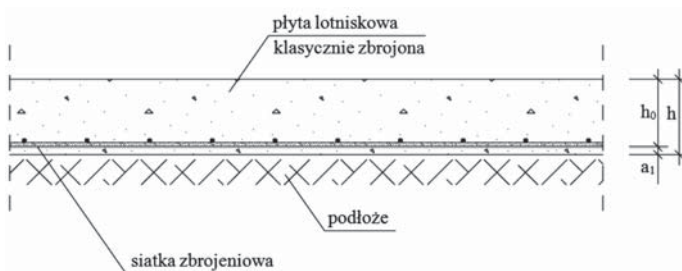
Rys. 1. Schemat rozmieszczenia kół samolotów Boeing 787 [8]

- ciężar startowy –  $Q_s$ : 2 283,84 kN
- obciążenie na goleń główną (czterokołową) –  $P_g = V_{MG}$ : 1 042,34 kN
- ciśnienie w oponach (goleń główna) –  $q$ : 1,603 MPa

### Płyta nawierzchniowa

Podstawowe parametry płyty:

- beton: C35/45;  $E_b = 34$  GPa;  $f_{ck} = 35$  MPa;  $f_{ctm} = 3,2$  MPa;  $f_{cd} = \alpha_{cc} \frac{f_{ck}}{\gamma_c} = 25$  MPa;  $\alpha_{cc} = 1$ ;  $\gamma_c = 1,4$ ,
- stal B500SP;  $f_{yk} = 500$  MPa;  $f_{yd} = 500/1,15 = 435$  MPa;  $E_s = 200$  GPa,
- grubość 0,3 m,
- klasa ekspozycji betonu XD1/XD3, klasa konstrukcji S4.



Rys. 2. Schemat rozmieszczenia zbrojenia w analizowanej lotniskowej płycie żelbetowej

Grunt:

- piaski drobnoziarniste;  $c_{obl} = 55\ 000$  kN/m<sup>3</sup>.

### Tradycyjne wymiarowanie żelbetowych nawierzchni lotniskowych metodą stanów granicznych

Obciążenie obliczeniowe w przypadku goleni głównej wynosi  $P_g = 1\ 042,34$  kN. Przypadające obciążenie na jedno koło w goleni podwozia samolotu obliczono ze wzoru:

$$P = n \cdot k_d \cdot \frac{P_G}{N} \cdot m,$$

przy założeniu współczynnika dynamicznego  $k_d = 1,25$ , współczynnika przeciążenia (pewności)  $n = 1$  oraz współczynnika warunków pracy  $m = 1,1$ .

W przypadku przyjętego samolotu obliczeniowego wartość  $P = 343,9722$  kN.

Kolejnym elementem było wyznaczenie teoretycznej powierzchni styku koła z nawierzchnią równej  $F = \frac{P}{q} = 0,21$  m<sup>2</sup>.

Przy założonym kształcie kołowego styku opony z nawierzchnią promień  $r = 0,26$  m. W obliczeniach grubości płyt wykorzystuje się zasady i metody mające zastosowanie do płyt na sprężystym podłożu (model Winklera). Naprężenia w poszczególnych pionowych przekrojach płyty oblicza się na podstawie wielkości i kształtu odkształcenia podłoża nawierzchni przy danym obciążeniu pionowym. Zakłada się, że odkształcenie podłoża jest równe ugięciu płyty, a płyta całą dolną powierzchnią styka się bezpośrednio z powierzchnią podłoża gruntowego [4].

Obliczenia przeprowadzono dla wskaźnika wytrzymałości gruntu określonego współczynnikiem reakcji podłoża  $c_{obl} = 55\ 000$  kN/m<sup>3</sup> (piaski drobnoziarniste). Maksymalny moment zginający został wyznaczony przy użyciu metody Koroniewa.

W I etapie przeprowadzono obliczenia w przypadku **stanu granicznego nośności**. Przyjęto płytę grubości 0,3 m, wykonaną z betonu C35/45. Sztywność płyty określona wg wzoru (1) wynosi  $D = 78260,87$  kNm, natomiast promień względnej sztywności wg wzoru (2)  $S = 1,544$  m.

$$D = \frac{E_b \cdot h^3}{12(1 - \mu_0^2)} \quad (1)$$

w którym:

$E_b$  – współczynnik sprężystości betonu,

$h$  – grubość płyty,

$\mu_0$  – współczynnik Poissona (0,15).

$$S = \sqrt[4]{\frac{4 \cdot D}{c_{obl}}} \quad (2)$$

w którym:

$c_{obl}$  – współczynnik podatności podłoża.

Moment zginający w przekroju pionowym  $M_0$  pod środkiem powierzchni styku opony najbardziej obciążonego koła, usytuowanego nad przekrojem obliczeniowym wyznaczono ze wzoru (3). Moment ten wynosi  $M_0 = 64,22$  kNm, przy spełnionym warunku brzegowym:

$$\frac{r}{S} = 0,17 \in (0,17; 0,56).$$

$$M_0 = S \cdot q \cdot (0,17r - 0,012S) \quad (3)$$

Tabela 1. Wartości momentów zginających dla koła  $K_1$

Warunek brzegowy	Wartość liczbowa		Moment zginający – $M_0$	$M_0$ [kNm]	
	I etap	II etap		I etap	II etap
$\frac{r}{S} \in (0,17; 0,56)$	0,17	0,19	$M_0 = S \cdot q \cdot (0,17r - 0,012S)$	64,22	62,28

Po ustaleniu wartości momentu zginającego w środku płyty w przypadku najbardziej wyężonego koła  $K_1$ , wyznaczono momenty promieniowe  $M_r$  – wzór (4) oraz momenty styczne  $M_v$  – wzór (5) dla pozostałych kół, co dało podstawę do określenia sumarycznych momentów zginających w przypadku kół  $K_2, K_3, K_4$ .

$$M_r = -\frac{P^i}{h} \left( V - \frac{1-\mu}{\xi^i} U \right) \quad (4)$$

$$M_v = -\frac{P^i}{h} \left( \mu V - \frac{1-\mu}{\xi^i} U \right) \quad (5)$$

w którym:

$P$  – obciążenie pojedynczego koła podwozia danego statku powietrznego,

$h$  – założona grubość płyty,

$V, U$  – funkcje dobrane w zależności od wartości  $\xi$ , którą wyznacza się na podstawie wzoru  $\xi = 1,41 \frac{r'}{S}$ ,

$r'$  – odległość pomiędzy rozpatrywanym punktem a środkiem styku opony.

Dane zestawiono w tabeli 2 – etap I

Tabela 2. Wartości momentów zginających w przypadku kół  $K_2, K_3$  i  $K_4$

Koła $K_i$	Etap I			Etap II		
	$K_2$	$K_3$	$K_4$	$K_2$	$K_3$	$K_4$
$\xi_i$	1,19	1,80	1,30	1,30	1,95	1,46
$U$	-0,2135	-0,1594	-0,2055	-0,2055	-0,1448	-0,1920
$V$	-0,1110	0,0094	-0,0786	-0,0786	0,0227	-0,0419
$M_r$ [kNm]	-0,476	-0,971	-0,639	-0,6396	-0,9843	-0,8015
$M_v$ [kNm]	-1,557	-0,880	-1,403	-1,4059	-0,7630	-1,2100
$M_x$ [kNm]	-0,476	-0,921	-1,403	-0,6396	-0,8621	-1,2100
$M_y$ [kNm]	-1,557	-0,930	-0,639	-1,4059	-0,8852	-0,8015

Tabela 2. (cd.)

Koła $K_i$	Etap I			Etap II		
	$K_2$	$K_3$	$K_4$	$K_2$	$K_3$	$K_4$
$M_x^{sr}$ [kNm]	61,42			59,60		
$M_y^{sr}$ [kNm]	61,09			59,19		
$M_k^{(1)}$ [kNm]	–			53,37		
$M_n^{(1)}$ [kNm]	–			73,39		
$M_k^{(2)}$ [kNm]	–			106,75		
$M_n^{(2)}$ [kNm]	–			113,42		
$M_{obl}^{(1)}$ [kNm]	–			73,39		
$M_{obl}^{(2)}$ [kNm]	–			113,42		

Ze względu na niespełniony warunek nośności (6) w przypadku obciążenia zlokalizowanego w środku płyty (grubość 0,3 m) zachodzi konieczność wprowadzenia zbrojenia (gdy wymagana jest zachowana wysokość płyty) i obliczenia przyjętej płyty w SGU lub gdy to jest możliwe zwiększenie grubości płyty.

$$M_{obl}(\max\{M_x, M_y\}) < M_{dop} = k_b \cdot m \cdot R_{zg} \cdot \frac{bh^3}{6} \quad (6)$$

w którym:

$R_{zg}$  – wytrzymałość betonu na rozciąganie przy zginaniu,  
 $k_b, m$  – współczynniki uwzględniające warunki pracy i jednorodności betonu,

$h$  – przyjęta grubość płyty,

$b$  – szerokość rozpatrywanego przekroju pionowego płyty.

Dokonano również analizy wzrostu nośności płyty betonowej ze względu na jej grubość. Rozpatrzono płyty grubości 0,35, 0,38, 0,40 m. Wykorzystano wzór Koroniewa na wyznaczenie  $M_0 = -0,558 (1+\mu) \cdot q \cdot S \cdot r \cdot U$ . Obliczono  $M_{max}^{sr}, M_{dop}^{sr}$ . W przypadku płyt spełniających warunek nośności dla obciążenia zlokalizowanego w środku płyty obliczono wartości momentów zginających dla obciążenia zlokalizowanego w narożu  $M_n$  i na krawędzi płyty  $M_k$  w przypadku płyt dyblowanych lub z wpustami ( $M^{(1)}$ ) i płyt niedyblowanych ( $M^{(2)}$ ) wykorzystując wzór Koroniewa (7).

$$M_{(n,k)} = M_{max}^{sr} \cdot k_{(n,k)} \cdot k_1 \quad (7)$$

w którym:

$k_1 = 1,12$  – współczynnik poprawkowy zależny od sztywności płyty dla  $S > 0,8$  m (warunek spełniony).

$$k_n^{(1)} = 1,1; \quad k_n^{(2)} = 1,7; \quad k_k^{(1)} = 0,8; \quad k_k^{(2)} = 1,6$$

Uzyskane wartości momentów obliczeniowych porównano z wartością momentów dopuszczalnych dla poszczególnych przypadków lokalizacji obciążenia. Wyniki zestawiono w tabeli 3.

Analizując otrzymane wyniki można stwierdzić, że płyta o założonej grubości 0,30 m, obciążona statkiem powietrznym Boeing 787-8, nie spełnia warunku nośności, podobnie jak przy grubości 0,35 m. W przypadku grubości płyty

0,38 m warunek jest na granicy spełnienia (odchyłka wynosi 0,8%), ale tylko dla płyt dyblowanych lub z wpustami, zapewniającymi odpowiednią współpracę płyt.

Tabela 3. Analiza wzrostu nośności płyty betonowej ze względu na jej grubość

	Grubość płyty [m]			
	h = 0,30	h = 0,35	h = 0,38	h = 0,40
D [kNm]	78260,87	124275,36	159049,28	185507,26
S [m]	1,5448	1,7340	1,8440	1,9165
r/S	0,170	0,151	0,142	0,137
M <sub>0</sub> [kNm]	64,22	68,83	70,41	71,07
M <sub>x</sub> <sup>sr</sup> [kNm]	61,42	66,45	68,24	68,99
M <sub>y</sub> <sup>sr</sup> [kNm]	61,09	66,07	67,87	68,78
M <sub>dop</sub> [kNm]	<b>51,98</b>	<b>70,00</b>	<b>83,40</b>	<b>92,40</b>
M <sub>dop</sub> > M <sub>obl</sub> <sup>sr</sup>	nie spełnia	spełnia	spełnia	spełnia
M <sub>k</sub> <sup>(1)</sup> [kNm]	–	59,54	61,43	61,81
M <sub>n</sub> <sup>(1)</sup> [kNm]	–	81,87	84,07	84,99
M <sub>dop</sub> > M <sub>obl</sub> <sup>(1)</sup>		nie spełnia	nie spełnia (lecz różnica jest tylko 0,8%)	spełnia
M <sub>k</sub> <sup>(2)</sup> [kNm]	–	–	–	123,63
M <sub>n</sub> <sup>(2)</sup> [kNm]	–	–	–	131,35
M <sub>dop</sub> > M <sub>obl</sub> <sup>(2)</sup>				nie spełnia

Analizując otrzymane wyniki można stwierdzić, że płyta o założonej grubości 0,30 m, obciążona statkiem powietrznym Boeing 787-8, nie spełnia warunku nośności, podobnie jak przy grubości 0,35 m. W przypadku grubości płyty 0,38 m warunek jest na granicy spełnienia (odchyłka wynosi 0,8%), ale tylko dla płyt dyblowanych lub z wpustami, zapewniającymi odpowiednią współpracę płyt.

Płyty o brzegach swobodnych (niedyblowanych) nadal nie przeniosą generowanych obciążeń. Podobny stan dotyczy płyt grubości 0,40 m. Zwiększanie grubości płyt powyżej 0,40 m jest niezasadne konstrukcyjnie, ponieważ prowadzi do wzrostu naprężeń i zarysowań.

W przypadku uzyskania stanu, w którym płyty będą w stanie przenieść zakładane do obliczeń obciążenie, gdy grubość płyt jest ograniczona (przyjęto 0,3 m), należy wprowadzić do konstrukcji nawierzchni pręty zbrojeniowe. Założono procent zbrojenia płyt równy 0,4 oraz moduł sprężystości stali E<sub>s</sub> = 210 GPa. Pole przekroju zbrojenia A<sub>S1</sub> = b · h · μ = 0,0012 m<sup>2</sup>/m.

Sztywność płyty B = 5,44 · 10<sup>4</sup> kNm<sup>2</sup>/m wyliczono ze wzoru (8).

$$B = \frac{E_z}{\psi} \cdot F_z \cdot h_0^2 \cdot c \quad (8)$$

w którym:

E<sub>z</sub> – współczynnik sprężystości zbrojenia,

ψ – współczynnik uwzględniający pracę rozciąganego betonu,

F<sub>z</sub> – przekrój zbrojenia,

h<sub>0</sub> – użytkowa wysokość przekroju,

c – współczynnik wyznaczony w zależności od współczynnika α.

Określono sprowadzoną grubość płyty żelbetowej  $h_0 = \sqrt[3]{\frac{12B}{E_b}} = 0,2678$  m pracującej przy zarysowaniu oraz

promień względnej sztywności płyty równy S = 1,4103 m. Wyznaczono momenty zginające dla płyty zbrojonej. Zestawione wyniki zawarto w tabeli 2 – etap II.

Do dalszych obliczeń przyjęto M<sub>obl</sub><sup>(1)</sup> = 73,39 kNm w przypadku płyty dyblowanej, oraz M<sub>obl</sub><sup>(2)</sup> = 113,42 kNm w przypadku płyty niedyblowanej. W pierwszym przypadku wyznaczono moment statyczny strefy ściskanej s<sub>b</sub> =  $\frac{M}{mR_a} = 0,002841$  m<sup>2</sup> dla współczynnika pracy nawierzchni m = 0,9 i R<sub>a</sub> = 35 MPa, oraz wysokość strefy ściskanej

$$x = h_0 - \sqrt{h_0^2 - \frac{s_b}{50}} = 10,524 \cdot 10^{-5} \text{ m.}$$

Następnie określono przekrój dolnego zbrojenia płyty ze wzoru (9) na poziomie F<sub>z</sub> = 7,75 · 10<sup>-4</sup> m<sup>2</sup>/m.

$$F_z = \frac{M}{m m_z R_z (h_0 - 0,5x)} \quad (9)$$

w którym:

R<sub>z</sub> – obliczeniowa wytrzymałość zbrojenia,

m<sub>z</sub> – współczynnik warunków pracy zbrojenia (m<sub>z</sub> = 0,9).

Uzyskany na podstawie obliczeń przekrój zbrojenia odbiega istotnie od ustalonego (>> 5%). W związku z tym należy przyjąć sztywność płyty dla uzyskanego przekroju zbrojenia i powtórzyć obliczenia momentów zginających. Zestawienie wyników powtórnych obliczeń przedstawiono w tabeli 4.

Tabela 4. Obliczenie momentów zginających

B [kNm <sup>2</sup> /m]	h <sub>0</sub> [m]	S [m]	M <sub>0</sub> [kNm]	M <sub>x</sub> <sup>sr</sup> [kNm]	M <sub>y</sub> <sup>sr</sup> [kNm]
4,67 · 10 <sup>4</sup>	0,2545	1,3575	61,33	58,53	58,16
M <sub>n</sub> [kNm]	M <sub>k</sub> [kNm]	M <sub>obl</sub> [kNm]	s <sub>b</sub> [m <sup>2</sup> ]	x [m]	F <sub>z</sub> [m <sup>2</sup> /m]
72,11	52,44	72,11	0,004052	15,01 · 10 <sup>-5</sup>	<b>0,000758</b>

Na podstawie ponownie wyliczonego przekroju zbrojenia F<sub>z</sub> = 0,000758 m<sup>2</sup>/m przyjęto zbrojenie φ = 0,016 m w rozstawie co 0,26 m (F<sub>z</sub> = 0,000773 m<sup>2</sup>/m). Przyjęto k<sub>1</sub> = 2,8, obliczono n = 61,77 oraz u = 0,00777 m. Wyznaczono odległości pomiędzy rysami l<sub>t</sub> = **0,672 m** według wzoru (10). Wyliczono ω<sub>0</sub> = 0,000199 m<sup>2</sup>, σ<sub>z</sub> = 362 MPa oraz szerokość rozwarcia rys a<sub>t</sub> = **0,00012 m** według wzoru (11).

$$l_t = 0,5 \cdot k_1 \cdot n \cdot u \quad (10)$$

w którym:

0,5 – współczynnik dla zbrojenia o powtarzającym się profilu,

k<sub>1</sub> – współczynnik zależny od α,

n =  $\frac{E_z}{E_b}$  – stosunek modułów sprężystości stali i betonu,

$u = \frac{F_z}{S}$  – stosunek przekroju stali do obwodu

$$a_t = \frac{\sigma_z}{E_z} \cdot l_t \quad (11)$$

w którym:

$$\sigma_z = \frac{M}{\omega_0} \text{ – naprężenie w zbrojeniu, } \omega_0 = F_z \cdot (h_0 - 0,5x_{sr}).$$

Sprawdzenie warunku  $a_t = 0,00012 \text{ m} < 0,0004 \text{ m}$  kończy obliczenia w przypadku płyt dyblowanych.

**Płyta żelbetowa dyblowana o grubości  $h=0,30 \text{ m}$  i zbrojeniu min.  $0,000758 \text{ m}^2/\text{m}$  przeniesie obciążenie generowane samolotem obliczeniowym i spełnia założone warunki początkowe.**

Analogiczne obliczenia przeprowadzono w przypadku płyty niedyblowanej dla  $M_{obl}^{(2)} = 113,42 \text{ kNm}$ . Wyniki zestawiono w tabeli nr 5.

Tabela 5. Obliczenia  $F_z$  dla płyty niedyblowanej

B [kNm <sup>2</sup> /m]	h <sub>0</sub> [m]	S [m]	M <sub>0</sub> [kNm]	M <sub>x</sub> <sup>sr</sup> [kNm]	M <sub>y</sub> <sup>sr</sup> [kNm]
5,44 · 10 <sup>4</sup>	0,27	1,4103	62,28	59,57	59,19
M <sub>n</sub> [kNm]	M <sub>k</sub> [kNm]	M <sub>obl</sub> [kNm]	s <sub>b</sub> [m <sup>2</sup> ]	x [m]	F <sub>z</sub> [m <sup>2</sup> /m]
113,42	106,75	113,42	0,004391	16,27 · 10 <sup>-5</sup>	<b>0,001193</b>

Na podstawie wyliczonego przekroju zbrojenia  $F_z = 0,001193 \text{ m}^2/\text{m}$  przyjęto zbrojenie  $\phi = 0,0016 \text{ m}$  co  $0,16 \text{ m}$  ( $F_z = 0,001257 \text{ m}^2/\text{m}$ ). Przyjęto  $k_1 = 2,8$ , obliczono  $n = 61,77$  oraz  $u = 0,0098 \text{ m}$ . Wyznaczono odległości pomiędzy rysami  $l_t = 0,847 \text{ m}$  według wzoru (10). Wyliczono  $\omega_0 = 0,000312 \text{ m}^2$ ,  $\sigma_z = 364 \text{ MPa}$  oraz szerokość rozwarcia rys  $a_t = 0,00015 \text{ m}$  według wzoru (11).

Sprawdzenie warunku  $a_t = 0,00015 \text{ m} < 0,0004 \text{ m}$  kończy obliczenia w przypadku płyt niedyblowanych.

**Płyta żelbetowa niedyblowana o grubości  $h = 0,30 \text{ m}$  i zbrojeniu min.  $0,001193 \text{ m}^2/\text{m}$  może przenieść obciążenie wywołwane samolotem obliczeniowym i spełnia założone warunki początkowe.**

## Wymiarowanie nawierzchni żelbetowych wg Eurokodu

Metody wymiarowania wg PN-EN 1990:2004 Eurokod 0 oraz PN-EN 1992-1-1:2008 Eurokod 2 przeznaczone są głównie do projektowania budynków i budowli geotechnicznych. Brak w nich typowych wytycznych dotyczących projektowania dróg startowych oraz innych obiektów uwzględniających obciążenia dynamiczne generowane ruchem statków powietrznych. Obliczenia oparto na stanach granicznych nośności – SGN i stanach granicznych użytkowania – SGU. W konstrukcjach żelbetowych na skutek obciążeń zewnętrznych, skurczu czy zmian temperatury, mogą pojawić się spękania (rysy), w sytuacji, kiedy zostaje przekroczona wytrzymałość na rozciąganie betonu. Spękania powstają w wyniku zginania, rozkład naprężeń rozciągających jest zmienny na grubości, a część przekroju jest ściskana [2].

Dane wyjściowe do obliczeń przyjęto zgodnie z pkt. 2.1. Obliczenia wykonano dla przekroju w I fazie – niezarysowanego oraz zarysowanego w fazie II. Do analiz przyjęto płytę niedyblowaną, obciążoną momentem  $M_{Ed} = 113,42 \text{ kNm}$  (stanowiący najbardziej niekorzystny przypadek).

Tabela 6 zawiera uzyskane wyniki.

Tabela 6. Wartości podstawowych parametrów na kierunku x i y przy wymiarowaniu SGN oraz fazy I i II zarysowania przy wymiarowaniu SGU

Parametry	SGN		SGU			
	Kierunek y	Kierunek x	Faza I		Faza II	
Sprawdzanie nośności			E <sub>ceff</sub> [MPa]	13,6 · 10 <sup>3</sup>	X <sub>II</sub> [m]	5,78 · 10 <sup>-3</sup>
A <sub>S1</sub> <sup>min</sup> [m <sup>2</sup> /m]	0,0004193	0,0003930	α	14,71	h <sub>ce,eff</sub> [m]	0,09807
μ <sub>eff</sub>	0,071	0,082	X <sub>I</sub> [m]	0,155	σ <sub>s</sub> [kN/m <sup>2</sup> ]	4,33 · 10 <sup>5</sup>
ξ <sub>eff</sub>	0,074	0,085	I <sub>I</sub> [m <sup>4</sup> ]	2,369 · 10 <sup>-3</sup>	ε <sub>sm</sub> – ε <sub>cm</sub>	1,58 · 10 <sup>-3</sup>
ξ <sub>eff</sub>	0,963	0,957	M <sub>cr</sub> [kNm]	52,29	A <sub>S1</sub> [m <sup>2</sup> /m]	0,001155
A <sub>S1</sub> [m <sup>2</sup> /m]	0,001074	0,001155	M <sub>obl</sub> <sup>max</sup> [kNm]	113,42	ω <sub>k</sub> [m]	<b>0,00058</b>
X <sub>eff</sub> [m]	0,019	0,020	M <sub>obl</sub> <sup>max</sup> > M <sub>cr</sub>		S <sub>r,max</sub> [m]	0,367
M <sub>Rd</sub> [kNm]	115,19	113,54	Konieczność liczenia przekroju w fazie II		ω <sub>k</sub> > 0,0004 m	
M <sub>Ed</sub> [kNm]	113,42				Przekroczona wartość dopuszczalnego rozwarcia rys	
M <sub>Rd</sub> > M <sub>Ed</sub>	Warunek spełniony					

W związku z przekroczeniem wartości dopuszczalnego rozwarcia rys dla  $A_{S1} = 0,001155 \text{ m}^2/\text{m}$  zwiększono  $A_{S1}$  i dokonano ponownego obliczenia rozwarcia rys. Wyniki analizy zestawiono w tabeli 7.

Tabela 7. Obliczenia rozwarcia rys

A <sub>S1</sub> [m <sup>2</sup> /m]	0,001340 φ = 0,016 mm co 0,15 m	0,001436 φ = 0,016 mm co 0,14 m	0,001547 φ = 0,016 mm co 0,13 m
ρ	0,0053	0,0057	0,0061
σ <sub>s</sub> [kN/m <sup>2</sup> ]	3,73 · 10 <sup>5</sup>	3,48 · 10 <sup>5</sup>	3,23 · 10 <sup>5</sup>
ξ	0,0247	0,0256	0,0264
x [m]	0,00622	0,00644	0,00666
h <sub>ce,eff</sub> [m]	0,09792	0,09785	0,09778
ε <sub>sm</sub> – ε <sub>cm</sub>	1,36 · 10 <sup>-3</sup>	1,27 · 10 <sup>-3</sup>	1,17 · 10 <sup>-3</sup>
S <sub>r,max</sub> [m]	0,335	0,321	<b>0,308</b>
ω <sub>k</sub> [m]	0,000455	0,000407	<b>0,00036</b>
ω <sub>k</sub> < 0,0004 m	nie spełnia	nie spełnia	spełnia

Przyjęto zbrojenie  $\phi = 0,016 \text{ m}$  w rozstawie co  $0,13 \text{ m}$ , o przekroju zbrojenia  $A_{S1} = 0,001547 \text{ m}^2/\text{m}$ . W dalszej kolejności wyliczono minimalne zbrojenie  $A_{S1}^{\text{min}} = 0,000575 \text{ m}^2/\text{m}$  ze względu na zarysowanie ze wzoru (12). Warunek  $A_{S1} > A_{S1}^{\text{min}}$  jest spełniony.

$$A_{S1}^{\min} = k_c \cdot k \cdot f_{ct,eff} \frac{A_{ct}}{\sigma_s} \quad (12)$$

w którym:

$k_c = 0,4$  – w przypadku zginania,

$k = 1$  – dla  $h \leq 0,30m$ ,

$f_{ct,eff} = f_{ctm} = 3,2 \cdot 10^3 \text{ kN/m}^2$ ,

$A_{ct} = (h-x_i) \cdot b$ .

Kolejnym krokiem było obliczenie ugięcia  $\alpha$  płyt według wzoru (13). Wyznaczono:  $I_I = 2,37 \cdot 10^{-3} \text{ m}^4$ ,  $I_{II} = 0,839 \cdot 10^{-3} \text{ m}^4$ ,  $\alpha_I = 2,15 \cdot 10^{-3} \text{ m}$ ,  $\alpha_{II} = 7,16 \cdot 10^{-3} \text{ m}$ .

$$\alpha = \xi \alpha_{II} + (1-\xi) \alpha_I \quad (13)$$

w którym:

$\xi = 1 - \beta \left( \frac{M_{cr}}{M_{Eqp}} \right)^2$ ;  $\beta = 0,5$  (obciążenia długotrwałe i powtarzające się),

$M_{Eqp} = M_{obl}^{\max}$ ,

$\alpha_I = \alpha_k \frac{M_{\max} I^2}{E_{\text{eff}} I_I}$ ;  $\alpha_{II} = \alpha_k \frac{M_{\max} I^2}{E_{\text{eff}} I_{II}}$ ;

$I$  – rozpiętość płyty.

Sprawdzenie warunku  $\alpha = 6,00 \cdot 10^{-3} \text{ m} < \frac{5,0}{250} = 2,0 \cdot 10^{-2} \text{ m}$

stanowi zakończenie obliczeń. Jak ustalono graniczne ugięcie płyty nie zostało przekroczone.

**Płyta żelbetowa niedyblowana o grubości  $h = 0,30 \text{ m}$  i zbrojeniu min  $0,001547 \text{ m}^2/\text{m}$  może przenieść obciążenie wywołane samolotem obliczeniowym i spełnia założone warunki początkowe.**

## Wnioski

Obliczenia przeprowadzono dla trzech typowych obciążeń płyty lotniskowej: w środku płyty, na krawędzi i w narożu oraz dla dwóch przypadków sposobu jej zamocowania: dyblowana (lub z wpustami) i niedyblowana. Wykonywane obliczenia płyty żelbetowej z zastosowaniem metody stanów granicznych i Eurokodów pozwalają na porównanie wyników i sformułowanie następujących wniosków:

- Założona do obliczeń stała grubość płyty nawierzchni lotniskowej  $h = 0,30 \text{ m}$  imituje sytuację, w której grubość płyt jest ograniczona i wymuszona specjalnymi warunkami. Wykazano wpływ zbrojenia na ograniczenie grubości płyt. Wprowadzenie zbrojenia do strefy rozciąganej w postaci prętów o średnicy  $0,016 \text{ m}$  pozwoliło zachować przyjętą w warunkach początkowych grubość płyty. Tabela nr 3 pokazuje, że w przypadku konieczności przenoszenia zwiększonych obciążeń od nowoczesnych statków powietrznych przez nawierzchnie betonowe, ich projektowane grubości stają się zbyt duże, co ma bezpośredni niekorzystny wpływ na wzrost naprężeń wewnętrznych i niekontrolowanych zarysowań.

Z dokonanych obliczeń wynika, że **w przypadku płyt betonowych z dyblowanymi (lub z wrębami) brzegami grubość będąca w stanie przejąć założone projektowo obciążenia to  $0,38\text{--}0,40 \text{ m}$** , czyli graniczna zalecana grubość nawierzchni lotniskowych. Przy płytach betonowych z brzegami swobodnymi przy przyjętych grubościach występują znaczne przekroczenia ich nośności ( $92,40 \text{ kNm} < 131,35 \text{ kNm}$ ). Na podstawie obliczeń

metodą stanów granicznych **płyta żelbetowa o grubości  $h=0,30 \text{ m}$  zbrojona min.  $0,000758 \text{ m}^2/\text{m}$  ( $\phi=0,016 \text{ m}$  co  $0,26 \text{ m}$ ) – dyblowana oraz zbrojona min.  $0,001193 \text{ m}^2/\text{m}$  ( $\phi=0,016 \text{ m}$  co  $0,16 \text{ m}$ ) – niedyblowana przeniesie obciążenie wywołane samolotem obliczeniowym i spełnia założone warunki początkowe.**

- Metoda stanów granicznych (MSG) jest metodą uwzględniająca statykę, sposób podparcia płyty i posadowienia na podłożu modelu Winklera. Jest to jedna z typowych metod przystosowanych do obliczeń lotniskowych płyt żelbetowych. **Zastosowanie MSG do projektowania daje korzystniejsze wyniki w porównaniu do obliczeń opartych na EC jeśli chodzi o ilość wymaganego zbrojenia, rozstaw i szerokość rys.**
- W EC 0 i EC 2 brak jest typowych wytycznych do projektowania dróg startowych czy innych obiektów uwzględniających obciążenia dynamiczne generowane ruchem statków powietrznych. Przeznaczone są głównie do projektowania budynków i budowli geotechnicznych. Obliczenia oparto na stanach granicznych nośności – SGN i użytkowania – SGU. Wymagania EC związane ze zwiększeniem otuliny zbrojenia w stosunku do klasycznych metod wpływa bezpośrednio na ramię siły wewnętrznej, co przekłada się na zwiększenie obliczeniowego rozstawu i szerokości rys.
- W porównywanym w artykule przypadku dla płyty żelbetowej grubości  $0,30 \text{ m}$  o brzegach niedyblowanych zbrojonej prętami  $\phi = 0,016 \text{ m}$  przy ilości zbrojenia ( $A_s = 0,001193 \text{ m}^2/\text{m}$ ) wyliczona wg tradycyjnej metody stanów granicznych szerokość rysy wynosi  $a_r = 0,00015 \text{ m}$  przy rozstawie równym  $I_r = 0,847 \text{ m}$ . Przy takich samych parametrach płyty i porównywalnej ilości zbrojenia ( $A_s = 0,001155 \text{ m}^2/\text{m}$ ) obliczone wg EC szerokość rozwarcia rys wynosi  $\omega_k = 0,00058 \text{ m}$  przy rozstawie  $S_{r,\max} = 0,367 \text{ m}$  i przekracza dopuszczalną wartość  $0,0004 \text{ m}$ . W celu spełnienia warunku rozwarcia rysy należało zwiększyć ilość zbrojenia do poziomu  $A_s = 0,001547 \text{ m}^2/\text{m}$ . Wprowadzenie EC wymaga synchronizacji z klasycznymi metodami i wyjaśnienia występujących różnic.
- **Zastosowanie zbrojenia w żelbetowych płytach lotniskowych pozwala na zwiększenie nośności nawierzchni bez konieczności zmiany ich geometrii w stosunku do betonowych płyt niezbrojonych oraz umożliwia wyznaczenie racjonalnej grubości.**

## Bibliografia

- [1] Knauff M.: *Obliczanie konstrukcji żelbetowych według Eurokodu 2. Zasady ogólne i zasady dotyczące budynków*. Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa 2016.
- [2] Linek M., Nita P.: *Wymiarowanie lotniskowych nawierzchni żelbetowych*. Krynica, 2016.
- [3] Marszałek J., *Budowa lotnisk, Część II. Obliczanie nawierzchni*. Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 1984.
- [4] Nita P.: *Betonowe nawierzchnie lotniskowe. Teoria i wymiarowanie konstrukcyjne*. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2005.
- [5] PN-EN 10080:2007 *Stal do zbrojenia betonu. Specjalna stal zbrojeniowa. Postanowienia ogólne*.
- [6] PN-EN 1990:2004 *Eurokod 0. Podstawy projektowania konstrukcji*.
- [7] PN-EN 1992-1-1:2008 *Eurokod 2. Projektowanie konstrukcji z betonu. Część 1-1: Reguły ogólne i reguły dla budynków*.
- [8] <http://www.boeing.com>