

Uderzenie dźwiękowe

Uderzenie dźwiękowe (ang. sonic boom) to zjawisko polegające na rozchodzeniu się na dużą odległość silnego zaburzenia fal wywołanego przez samolot nad dźwiękowy. Zjawisko to jest niebezpieczne dla innych samolotów znajdujących się w powietrzu, może też powodować poważne szkody na ziemi.

W pobliżu samolotu ciśnienie rozkłada się w sposób złożony, zależny od kształtu samolotu i rodzaju podwieszów. Jednakże w odległości wynoszącej około stu długości samolotu występują tylko fale: czołowa uderzeniowa, rozrzedzeniowa i tylna uderzeniowa; rozkład ciśnienia przypomina literę N i jest nazywana falą N (rys. 1).

Fala N jest „niesiona” przez linię Macha, która przemieszcza się prostopadłe do samej siebie wzdłuż promienia z prędkością dźwięku (rys. 2). Przypomijmy zależność:

$$\sin \alpha = \frac{1}{M} \quad [1]$$

gdzie:

- a – kąt Macha,
- $M = u/a$ – liczba Macha,
- u – prędkość lotu.

$$a = 20,1\sqrt{T} \quad [2]$$

- a – prędkość dźwięku,
- $T = t + 273K$ – temperatura bezwzględna.

Posłużmy się atmosferą wzorcową $u = 2000$ km/h. W stratosferze $T = 216,5K$, $u_t = 295$ m/s (prędkość dźwięku w tropopauzie), stąd $M = 1,88$ i $\alpha = 30^\circ$.

Jeżeli przyjmijemy wysokość lotu $z = 6$ km, to $T = 249K$, $a = 316,3$ m/s, $M = 1,76$ i $\alpha = 34,7^\circ$.

Rozkład temperatury

Korzystamy z rysunku 3, gdzie $\bar{z} = z/z_t$, z_t – wysokość tropopauzy, T_g i T_t – temperatury na ziemi i w tropopauzie, $\tau = T_t/T_g$.

Jak widać, spełniona jest zależność:

$$\frac{T}{T_g} = 1 - (1 - \tau)\bar{z} \quad [3]$$

Zależność ta, jeśli uwzględnić zależność [2], przyjmijmy postać:

$$\bar{z} = \frac{1}{1 - \tau} \left[1 - \tau \left(\frac{M}{M_t} \right)^2 \right] \quad [4]$$

W tabeli 1 i 2 zawarto trzy charakterystyczne rozkłady temperatury, podane z uwzględnieniem atmosfery wzorcowej.

Lot poziomy

Na początku rozpatrzmy lot w stratosferze – rysunek 4. Bierzemy pod uwagę dane: z_a – wysokość lotu i x_t – mierzoną w tropopauzie odległość między samolotem i falą N. Spełniona jest zależność:

$$\bar{x}_t = (\bar{z}_a - 1) \operatorname{ctg} \alpha_t \quad [5]$$

Następnie rozpatrujemy lot w tropopauzie – rysunek 5. Z rysunku wynika, że jeżeli $\varphi = 0$, to promień jest równoległy do powierzchni ziemi. Wówczas $\alpha = 90^\circ$ i $M = 1$. Przyjmujemy, że w zależności [4] wartość $\bar{z} = 0$, a $M = 1$, otrzymujemy więc:

$$M_{imo} = \frac{1}{\sqrt{\tau}}$$

Jest to minimalna wartość liczby Macha lotu poziomego w stratosferze (patrz także rys. 4), gdy uderzenie dźwiękowe dochodzi do ziemi (tabela 3), gdzie α_{mo} – kąt Macha odpowiadający M_{mo} .

Loty nurkujący i wznoszący

Jak widać na rysunku 6, spełniona jest zależność:

$$\alpha_{tm} = \alpha_{mo} - \gamma \quad [6]$$

gdzie:

- γ – kąt toru, przy czym $\gamma < 0$ – dla lotu nurkującego, $\gamma > 0$ – dla lotu wznoszącego,
- α_{mo} – patrz tabela 3,
- α_{tm} – odpowiednik α_{mo} dla lotów nurkujących i wznoszących (tabela 4).

Posługując się rysunkiem 7, przyjmujemy w zależności [6] wartość $\alpha_{tm} = 90^\circ$, wówczas $M_{tm} = 1$. Na tej podstawie wyznaczamy minimalny kąt toru, gdy uderzenie dźwiękowe dochodzi do ziemi (tabela 3):

$$\gamma_{min.} = 90^\circ - \alpha_{mo}$$

Jeżeli z kolei przyjmujemy wartość $\alpha_{tm} = 0$, to $M_{tm} = \infty$. Pozwala to wyznaczyć kąt maksymalny:

$$\gamma_{maks.} = \alpha_{mo}$$

Przykład 1. Lot poziomy w stratosferze (rysunek 4).

Dane: liczba Macha samolotu $M_a = 2$, wysokość lotu $z_a = 20$ km.

Obliczyć: odległość $x_t + x_g$ i M_g .

Rozwiązanie – tabela 5.

Przykład 2. Lot poziomy w troposferze (rysunek 8).

Dane: prędkość lotu $u = 1600$ km/h, wysokość lotu $z_a = 5$ km.

Obliczyć: odległość $x_g - x_a$.

Rozwiązanie – tabela 6.

Przykład 3. Lot wznoszący w stratosferze (rysunek 9).

Dane: prędkość lotu $u = 1300$ km/h.

Obliczyć: kąt toru γ , gdy liczba Macha na ziemi wynosi $M_g = 1$.

Rozwiązanie – tabela 7.

Tabela 1

Nr rozkładu	Rozkład temperatury dla
1	obszaru polarnego
2	umiarkowanej szerokości geograficznej
3	obszaru zwrotnikowego
4	atmosfery wzorcowej

Tabela 2

Nr rozkładu temperatury	t_g [°C]	T_g [K]	a_g [m/s]	z_t [km]	t_t [°C]	T_t [K]	a_t [m/s]	τ	dT/dz [K/km]
1	-30	243	312	8,5	-60	213	292	0,876	-3,5
2	0	273	331	10	-52	221	298	0,767	-5,2
3	28	301	348	17	-76	197	281	0,654	-6,1
4	15	288	340	11	-56,5	216,5	295	0,752	-6,5

Tabela 3

Nr rozkładu temperatury	M_{imo}	α_{imo} deg	$\gamma_{min.}$ deg
1	1,07	69,4	20,6
2	1,14	61,1	28,9
3	1,24	54,0	36,0
4	1,15	60,4	29,6

Tabela 4

Nr rozkładu temperatury	$\gamma = -5^\circ$ M_{tm}	$\gamma = 15^\circ$ M_{tm}	$\gamma = 30^\circ$ M_{tm}
1	1,04	1,23	1,57
2	1,09	1,39	1,94
3	1,17	1,59	2,46
4	1,10	1,40	1,98

Tabela 5

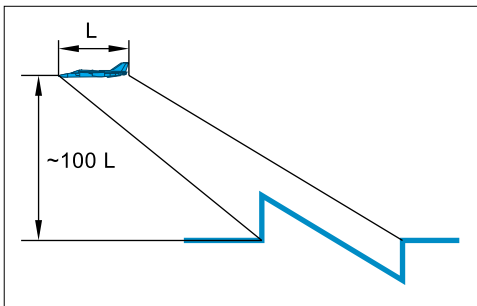
Nr rozkładu temperatury	z_t [km]	τ	\bar{z}_i	\bar{x}_t	\bar{x}_g	$x_t + x_g$ [km]	M_g
1	8,5	0,876	2,35	2,34	1,70	34,3	1,85
2	10	0,767	2	1,73	1,54	32,7	1,75
3	17	0,654	1,18	0,31	1,47	30,3	1,62
4	11	0,752	1,82	1,42	1,57	32,9	1,73

Tabela 6

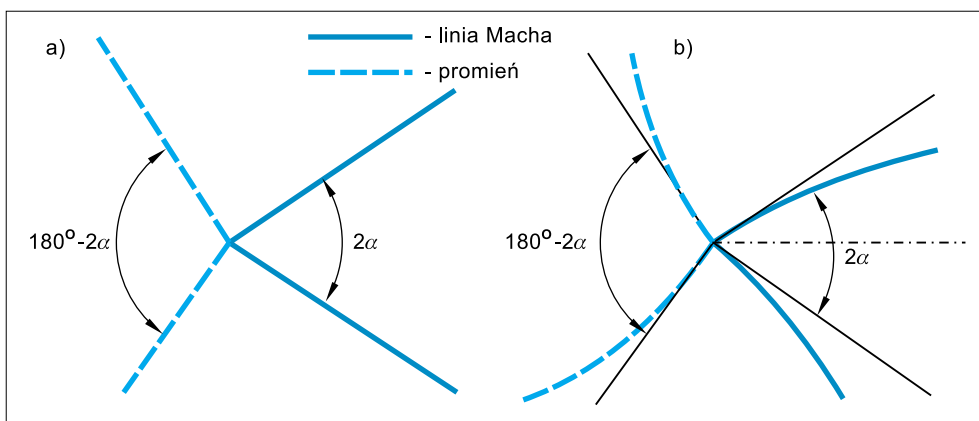
Nr rozkładu temperatury	T_g [K]	\bar{z}_i	T_a [K]	M_a	M_t	\bar{x}_i	\bar{x}_g	$x_g - x_a$ [km]
1	243	0,59	225	1,47	1,51	0,40	1,13	6,2
2	273	0,50	241	1,43	1,53	0,54	1,04	5,0
3	301	0,29	271	1,34	1,57	0,75	0,98	3,9
4	288	0,45	256	1,38	1,50	0,56	0,99	4,7

Tabela 7

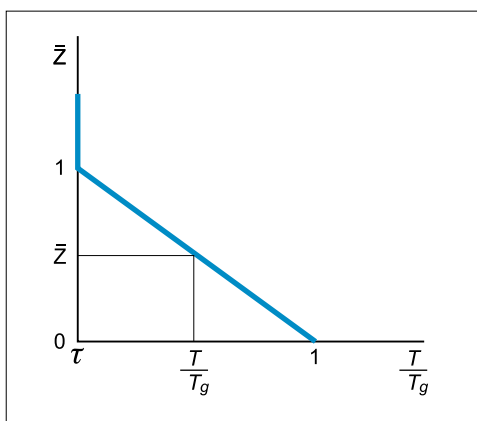
Nr rozkładu temperatury	M_t	α_t deg	γ_t deg
1	1,24	54,0	15,4
2	1,21	55,6	5,5
3	1,28	51,1	2,9
4	1,22	54,8	5,6



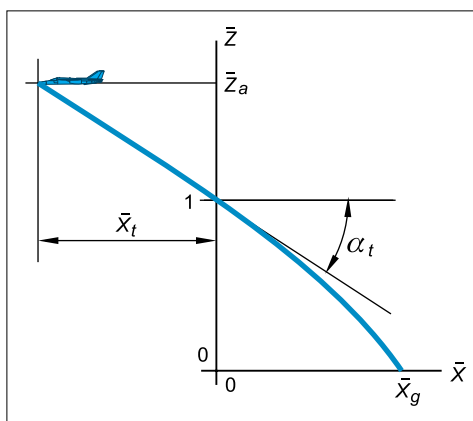
Rys. 1. Rozkład ciśnienia w dużej odległości od samolotu



Rys. 2. Linie Macha i promień w: a) stratosferze, b) troposferze

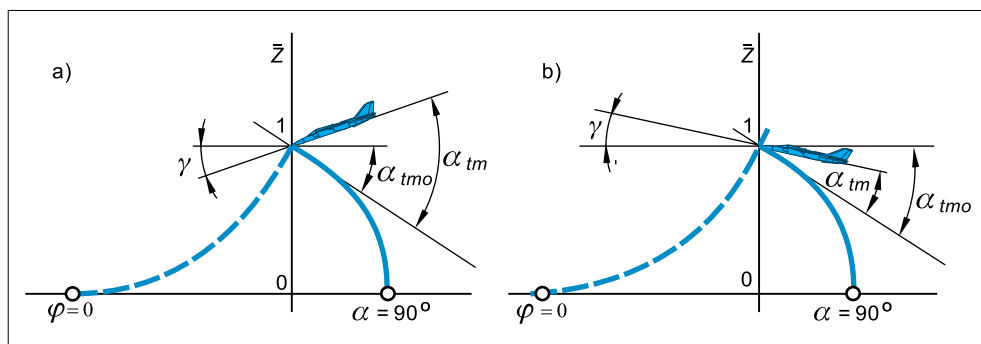
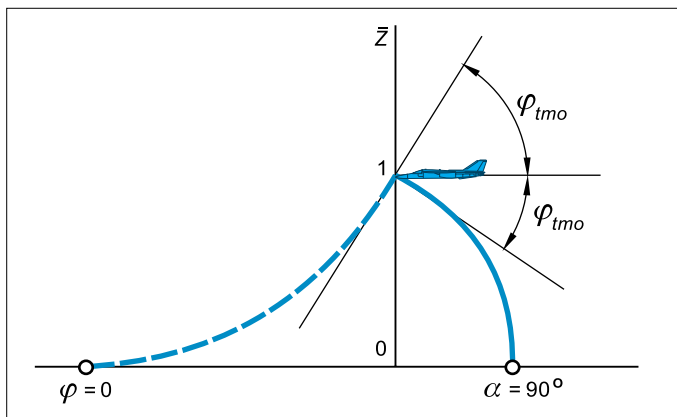


Rys. 3. Rozkład temperatury

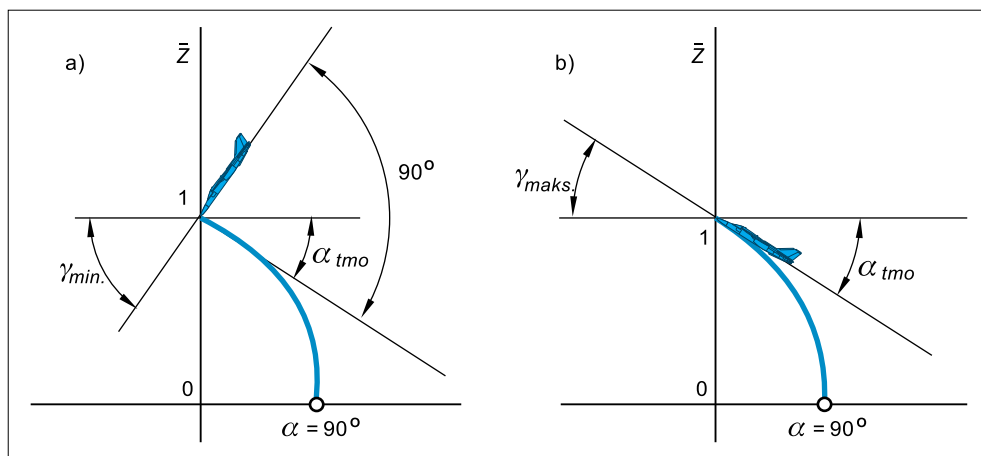


Rys. 4. Lot w stratosferze

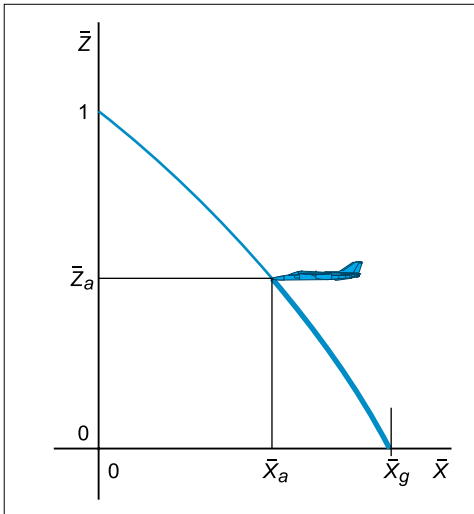
Rys. 5. Minimalna liczba Macha lotu poziomego, gdy fala N dochodzi do ziemi



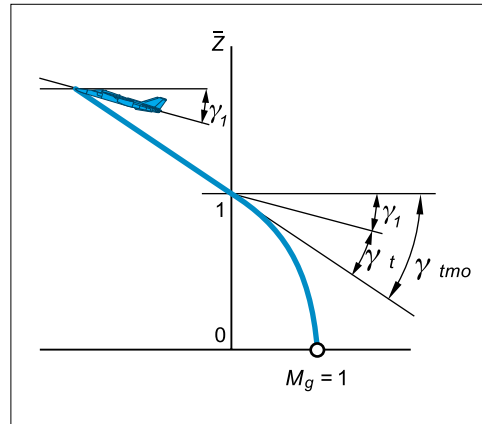
Rys. 6. Minimalna liczba Macha, gdy fala N dochodzi do ziemi w locie: a) nurkującym, b) znoszącym



Rys. 7. Kąt toru lotu, gdy fala N dochodzi do ziemi: a) minimalny, b) maksymalny



Rys. 8. Przykład 2



Rys. 9. Przykład 3

The author discusses sonic boom in mathematical dimension.



MiG-29A w czasie ćwiczenia „Sentry White Falcon” na lotnisku w Łasku, 16 września 2004 r.
Fot. M. Idzior