

Oszacowanie parametrów ustalonego korkociągu samolotu AT-5

Założenia:

1. Prędkość kątowna ustalonego korkociągu może być wyznaczona z pełnych równań dynamiki lub z badań w locie. Do niniejszych obliczeń założono, że wynosi ona albo 2.09 rd/s albo 3.14 rd/s (są to wartości skrajne, znane ze statystyk dla samolotów lekkich z prostym skrzydłem. Prędkość rzeczywista AT-5 powinna się znajdować pomiędzy 2.09 i 3.14);
2. Ponieważ nie wiadomo na jakim kącie natarcia odbywa się korkociąg ustalony (znowu, należałoby kąt natarcia wyznaczyć z pełnych dynamicznych równań ruchu lub z badań w locie), więc wykonano obliczenia dla 3 różnych kątów natarcia, równych odpowiednio 30°, 35°, 40°. Ze statystyki wiadomo, że korkociąg stromy, ustalony powinien się odbyć w zakresie pomiędzy 30° i 40°;
3. Rzeczywiste wartości promienia korkociągu i współczynnika obciążenia będą ograniczone przez wartości skrajne zamieszczone w poniższej tabeli.

| parametr | Symbol i wzór na obliczenie parametru | Wartość parametru dla $\alpha = 30^\circ$ | Wartość parametru dla $\alpha = 35^\circ$ | Wartość parametru dla $\alpha = 40^\circ$ |
|--|---|---|---|---|
| Prędkość kątowna wokół osi korkociągu [rd/s] | Ω | 2.09 | 2.09 | 2.09 |
| Kąt natarcia [°] | α | 30 | 35 | 40 |
| Współczynnik siły nośnej | C_L | 1.5 | 1.4 | 1.3 |
| Współczynnik oporu | C_D | 0.60 | 0.76 | 0.95 |
| Współczynnik siły aerodynamicznej | $C_R = \sqrt{C_L^2 + C_D^2}$ | 1.61 | 1.59 | 1.61 |
| Prędkość pionowa samolotu w ustalonym korkociągu [m/s] | $U_0 = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_D}}$ | 43.27 | 38.45 | 1.61 |
| Promień korkociągu [m] | $R = \frac{\rho U_0^2 S C_L}{2m\Omega^2}$ | 5.72 | 4.21 | 3.13 |
| Prędkość ślizgu [m/s] | $-\Omega R$ | -11.95 | -8.80 | -6.54 |
| Współczynnik obciążenia [m/s ²] | $n = \frac{V^2}{R} = \Omega^2 R$ | 24.98 | 18.38 | 13.67 |
| Współczynnik obciążenia [g] | n/g [g] | 2.54 | 1.87 | 1.39 |

| parametr | Symbol i wzór na obliczenie parametru | Wartość parametru dla $\alpha = 30^\circ$ | Wartość parametru dla $\alpha = 35^\circ$ | Wartość parametru dla $\alpha = 40^\circ$ |
|--|---|---|---|---|
| Prędkość kątowna wokół osi korkociągu [rd/s] | Ω | 3.14 | 3.14 | 3.14 |
| Kąt natarcia [°] | α | 30 | 35 | 40 |
| Współczynnik siły nośnej | C_L | 1.5 | 1.4 | 1.3 |
| Współczynnik oporu | C_D | 0.60 | 0.76 | 0.95 |
| Współczynnik siły aerodynamicznej | $C_R = \sqrt{C_L^2 + C_D^2}$ | 1.61 | 1.59 | 1.61 |
| Prędkość pionowa samolotu w ustalonym korkociągu [m/s] | $U_0 = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_D}}$ | 43.27 | 38.45 | 1.61 |
| Promień korkociągu [m] | $R = \frac{\rho U_0^2 S C_L}{2m\Omega^2}$ | 3.80 | 2.80 | 2.08 |
| Prędkość ślizgu [m/s] | $-\Omega R$ | -11.95 | -8.80 | -6.54 |
| Współczynnik obciążenia [m/s ²] | $n = \frac{V^2}{R} = \Omega^2 R$ | 37.46 | 27.60 | 20.51 |
| Współczynnik obciążenia [g] | n/g [g] | 3.82 | 2.81 | 2.09 |

Z powyższych oszacowań wynika, że współczynnik obciążenia w ustalonym stromym korkociągu samolotu AT-5 zawiera się w przedziale 1.39 – 3.82. Wartość najbardziej prawdopodobna wynosi 2.09 (dla $\alpha=40^\circ$ i prędkości kątowej korkociągu =3.14, t.j. dla stosunkowo lekkiego samolotu ($m=700$ kg) wirującego z prędkością około 2 s dla pełnej zwitki).

Opracował ZG, 30.03.2014.