Egzamin z przedmiotu Mechanika Lotu 1 (ML0-DI/14), Termin „ ”

1. Obciążenie powierzchni skrzydła samolotu może być definiowane jako:
   a. stosunek siły nośnej do ciężaru samolotu,
   b. stosunek powierzchni skrzydła do masy samolotu,
   c. stosunek ciężaru samolotu do powierzchni płata,
   d. stosunek masy samolotu do powierzchni płata.
2. Dla przepływu poddźwiękowego równanie Bernoullego określa, że wzrost prędkości przepływu powoduje:
   a. spadek ciśnienia dynamicznego,
   b. wzrost ciśnienia statycznego,
   c. spadek ciśnienia całkowitego,
   d. nie zmienia ciśnienia całkowitego.
3. Masa samolotu:
   a. jest wielkością wektorową,
   b. zależy od przyśpieszenia ziemskiego,
   c. jest wielkością skalarną,
   d. jest wielkością stałą.
4. Dla danych wielkości, p – ciśnienie powietrza, ro – gęstość powietrza, T – temperatura bezwzględna, zależność pomiędzy ciśnieniem, gęstością i temperaturą bezwzględną dla danej masy powietrza jest następująca:
   a. p/(ro * T)=const,
   b. p * ro* T =const,
   c. p * ro/T = const,
   d. p * T/ro = const.
5. Siła oporu aerodynamicznego jest składową:
   a. całkowitej reakcji aerodynamicznej na kierunku prędkości przepływu niezaburzonego,
   b. całkowitej reakcji aerodynamicznej na kierunku równoległym do cięciwy aerodynamicznej płata,
   c. całkowitej reakcji aerodynamicznej na kierunku równoległym do lokalnego kierunku napływu strug powietrza,
   d. poziomą całkowitej reakcji aerodynamicznej.
6. Jeżeli temperatura powietrza jest stała, a ciśnienie rośnie, to gęstość powietrza:
   a. rośnie,
   b. maleje,
   c. pozostaje stała,
   d. nie zależy od wymienionych parametrów.
7. Samolot lecąc ze stałą prędkością w krótkim czasie zwiększył wysokość lotu w ten sposób, że gęstość powietrza zmniejszyła się o połowę. Siła nośna działająca na samolot:
   a. wzrosła dwukrotnie;
   b. zmniejszyła się dwukrotnie;
   c. nie zmieniła siła;
   d. zmniejszyła się czterokrotnie.
8. Geometryczny kąt natarcia profilu lotniczego definiowany jest jako kąt zawarty pomiędzy:
   a. kierunkiem prędkości przepływu niezaburzonego i cięciwą profilu,
   b. kierunkiem prędkości powietrza napływającego na profil a jego cięciwą,
   c. kierunkiem prędkości przepływu niezaburzonego i linia zerowej nośności,
   d. linią zerowej nośności i cięciwą geometryczną profilu skrzydła samolotu.
9. Środek aerodynamiczny skrzydła to punkt dla którego:
   a. zmiana współczynnika siły nośnej jest proporcjonalna do zmiany kata natarcia,
   b. zmiana współczynnika momentu pochylającego jest proporcjonalna do zmiany kąta natarcia,
   c. współczynnik momentu pochylającego jest stały w użytkowym zakresie kątów natarcia,
   d. linia działania siły nośnej przecina się ze średnią cięciwą aerodynamiczną płata
10. Na górnej powierzchni profilu:
    a. lokalna prędkość opływu rośnie a ciśnienie dynamiczne maleje,
    b. lokalna prędkość opływu rośnie a ciśnienie statyczne maleje,
    c. lokalna prędkość opływu maleje i ciśnienie dynamiczne maleje,
    d. lokalna prędkość opływu maleje i ciśnienie statyczne maleje.
11. Współczynnik siły nośnej profilu zmienia się w zależności od:
    a. ciśnienia powietrza;
    b. gęstości powietrza;
    c. prędkości przepływu;
    d. kąta natarcia.
12. Najmniejszy opór aerodynamiczny samolotu w locie ustalonym występuje dla:
    a. Prędkości minimalnej,
    b. Dla maksymalnej doskonałości aerodynamicznej,
    c. Dla prędkości Vx,
    d. Dla prędkości Vy.
13. Wysunięty slot na skrzydle powoduje:
    a. wzrost krytycznego kąta natarcia;
    b. spadek krytycznego kąta natarcia;
    c. spadek CLmax;
    d. nie wpływa na zmianę krytyczny kąt natarcia;
14. Maksymalna doskonałość aerodynamiczna zapewnia uzyskanie:
    a. maksymalnego zasięgu lotu ślizgowego;
    b. maksymalnej długotrwałości lotu;
    c. warunków lotu z minimalną stratą wysokości w jednostce czasu;
    d. maksymalnej wartości siły oporu aerodynamicznego do siły nośnej;

15. Przy prędkości ekonomicznej:
    a. uzyskiwana jest maksymalna długotrwałość ustalonego lotu ślizgowego;
    b. uzyskiwany jest maksymalny zasięg ustalonego lotu ślizgowego;
    c. uzyskiwany jest minimalny kąt toru ustalonego lotu ślizgowego;
    d. uzyskiwany jest najlepszy stosunek siły nośnej do siły oporu aerodynamicznego;
16. Drugi zakres lotu ślizgowego znajduje się pomiędzy prędkością:
    a. optymalną i maksymalną;
    b. minimalną i ekonomiczną;
    c. ekonomiczną i optymalną;
    d. ekonomiczną i maksymalną;
17. Ze wzrostem obciążenia powierzchni płata, prędkość:
    a. ekonomiczna maleje;
    b. prędkość optymalna rośnie;
    c. prędkość optymalna maleje;
    d. prędkość opadania maleje;
18. Ze wzrostem obciążenia powierzchni płata:
    a. minimalny kąt toru ustalonego lotu ślizgowego maleje,
    b. minimalny kąt toru ustalonego lotu ślizgowego rośnie;
    c. minimalny kąt toru ustalonego lotu ślizgowego nie zmienia się;
    d. obciążenie powierzchni płata nie wpływa na optymalne warunki ustalonego lotu ślizgowego;
19. Opór aerodynamiczny samolotu w locie poziomym osiąga minimum, gdy:
    a. opór szkodliwy jest dwukrotnie większy od oporu indukowanego;
    b. opór szkodliwy jest równy oporowi indukowanemu;
    c. opór indukowany osiąga wartość minimalną;
    d. opór szkodliwy osiąga wartość minimalną.
20. Dla prędkości mniejszej od VMD, spadek prędkości lotu powoduje:
    a. wzrost oporu całkowitego;
    b. spadek oporu całkowitego;
    c. wzrost oporu szkodliwego;
    d. spadek oporu indukowanego.
21. Wzrost ciężaru samolotu powoduje:
    a. wzrost prędkości VMD i wzrost oporu całkowitego;
    b. spadek prędkości VMD i spadek oporu całkowitego;
    c. wzrost prędkości VMD i spadek oporu całkowitego;
    d. spadek prędkości VMD i wzrost oporu całkowitego;
22. Przy prędkości maksymalnej w locie poziomym:
    a. moc rozporządzalna jest równa mocy niezbędnej;
    b. moc rozporządzalna jest większa od mocy niezbędnej;
    c. moc rozporządzalna jest mniejsza od mocy niezbędnej;
    d. moc rozporządzalna osiąga wartość zero;
23. Przy prędkości VX samolot wznosi się:
    a. z maksymalną prędkości wznoszenia;
    b. z maksymalnym kątem toru;
    c. z maksymalnym nadmiarem mocy rozporządzalnej nad mocą niezbędną;
    d. z maksymalną mocą rozporządzalną;
24. Ze wzrostem wysokości minimalne zapotrzebowanie na moc do lotu poziomego:
    a. nie zmienia się;
    b. rośnie;
    c. maleje;
    d. przesuwa się w kierunku mniejszych prędkości lotu;
25. Różnica kąta nastawienia i kąta opływy wybranego przekroju łopaty śmigła, to:
    a. skok geometryczny;
    b. skok efektywny;
    c. kąt natarcia;
    d. kąt poślizgu;
26. Skok geometryczny od skoku aerodynamicznego jest:
    a. większy;
    b. mniejszy;
    c. są sobie równe;
    d. nie są ze sobą powiązane;
27. W zakresie pracy hamulca aerodynamicznego (rewers) sprawność śmigła jest:
    a. dodatnia;
    b. ujemna;
    c. równa zeru;
    d. jest nieokreślona;
28. Dwuprzepływowy, turbowentylatorowy silnik odrzutowy, który ma wydatek masowy powietrza na wlocie 1000 kg/s oraz wydatek masowy powietrza w sprężarce wysokiego ciśnienia 100 kg/s, ma stopnień dwuprzepływowości równy:
    a. 10,
    b. 9,
    c. 0.1,
    d. 11
29. W jednowirnikowym silniku odrzutowym, turbina niskiego ciśnienia ma prędkość obrotową w stosunku do sprężarki wysokiego ciśnienia:
    a. większą,
    b. mniejszą,
    c. niezależną,
    d. taką samą
30. Vs oznacza prędkość:
    a. oderwania,
    b. bezpiecznego przejścia na wznoszenie,
    c. przeciągnięcia,
    d. decyzji.

Czas: 35 minut