

Baza pytań LKE - PPL(A) - Zasady lotu

1. Zjawisko odwrotnego działania lotek polega na:
skręceniu skrzydła spowodowanego wychyleniem lotki.
2. Zwężenie przekroju przepływu strugi powietrza oznacza:
Zmniejszenie ciśnienia statycznego w strudze i wzrost prędkości.
3. Zwichrzenie aerodynamiczne skrzydła charakteryzuje się:
Na końcówkach stosuje się profile, na których oderwanie strug dla a krytycznego jest mniej intensywne.
4. Zwichrzenie geometryczne skrzydła charakteryzuje się:
Cięciwy profili geometrycznych w kolejnych przekrojach nie leżą w jednej płaszczyźnie.
5. Zwiększająca się siła nośna na skrzydle powoduje zmianę oporu indukowanego na:
Większy.
6. Zwiększenie a ponad a krytyczne powoduje:
Zwiększenie C_x , zmniejszenie C_z
7. Co to za zasada: " w tunelu, przez który przepływa powietrze iloczyn pola przekroju i prędkości powietrza jest stały $S \times V = \text{const}$ ":
Zasada ciągłości ruchu
8. Co to za zasada: " w tunelu, przez który przepływa powietrze suma ciśnienia statycznego i dynamicznego jest stała w każdym punkcie tego przepływu":
Prawo Bernouillego
9. Dla opisu ruchu w przestrzeni stosowany jest układ osi współrzędnych xyz. Jakie oznaczenie nosi oś pionowa:
Z
10. Oś podłużna :
X
11. Oś poprzeczna:
Y
12. Gdy powietrze przepływa przez kanał o zmiennej powierzchni przekroju

zmienia się w nim ciśn. Statyczne. Jak?:

Zmniejsza się przy zmniejszeniu powierzchni przekroju.

13. Jak się zachowuje obiekt niestateczny dynamicznie po wytrąceniu z równowagi?:

Wykonuje ruch harmoniczny o rosnącej amplitudzie.

14. Jak się zachowuje obiekt stateczny dynamicznie po wytrąceniu z równowagi?:

Wykonuje ruch harmoniczny o malejącej amplitudzie

15. Jak zachowuje się opór szkodliwy przy wzroście prędkości lotu?:

Wzrasta z V^2

16. Jak zmieni się siła odśrodkowa przy tej samej prędkości lotu w zakręcie, jeśli zmniejszy się jego promień?:

Wzrośnie

17. Kąt toru lotu na stałym a podczas wzrostu wysokości:

Pozostaje niezmienny

18. Lot odbywa się na α , dla którego C_x ma wartość minimalną. W wyniku niewielkiego zwiększenia α :

Stosunek C_z do C_x wzrośnie

19. Lot odbywa się na α , dla którego C_x ma wartość minimalną. W wyniku niewielkiego zwiększenia α :

Doskonałość płatowca wzrośnie

20. Na rodzaj korkociągu główny wpływ mają:

Położenie środka ciężkości, rozłożenie mas, usytuowanie i wielkość usterzeń.

21. Aby wyprowadzić z wyżsłizgu w zakręcie i wykonać zakręt prawidłowy należy:

Zwiększyć przechylenie lub zmniejszyć V kątową zakrętu.

22. Aby wyprowadzić z ześlizgu w zakręcie i wykonać zakręt prawidłowy należy:

Zmniejszyć przechylenie lub zwiększyć V kątową zakrętu.

23. Czy między sterownością a statecznością istnieją wzajemne relacje?:

Działają przeciw sobie.

24. Czy sprawność śmigła nieprzystawialnego może przyjmować wartość zerową

? w jakim przypadku?

Śmigło się obraca, a samolot ma $V=0$; na V tak dużej, że śmigło nie daje już ciągu

25. Jak zmienia się V_{min} i V_{max} lotu poziomego wraz ze wzrostem wysokości?

V_{min} rośnie, V_{max} maleje

26. Jakie wartości może przyjmować sprawność śmigła?

Między 0 a 1

27. Jakie zmiany położenia będą odpowiedzialne za wywołanie momentu giroskopowego zespołu napędowego?

Pochylenie i odchylenie

28. Jeśli autorotacja skrzydła nie zostanie zahamowana to:

Samolot wejdzie w korkociąg

29. Jeśli posuw wzrasta to:

a poszczególnych przekrojów łopat śmigła maleją

30. Jeśli środek ciężkości pokrywa się z środkiem równowagi obojętnej to:

Samolot nie jest stateczny i nie jest niestateczny

31. Jeśli środek ciężkości z profilem klasycznym znajduje się przed środkiem równowagi obojętnej to:

Samolot jest stateczny

32. Jeśli środek ciężkości z profilem klasycznym znajduje się za środkiem równowagi obojętnej to:

Samolot niestateczny

33. Jeśli znacznie zwiększymy V przy stałej prędkości obrotowej śmigła nieprzestawialnego to:

a łopat zmaleje

34. Jeśli znacznie zwiększymy prędkość obrotową śmigła nieprzestawialnego przy stałej prędkości lotu to:

a łopat wzrośnie

35. a poszczególnych przekrojów śmigła osiągną wartość ujemną: jeśli posuw będzie odpowiednio duży

36. Kiedy $\alpha_{\text{śmigła}} = 0^\circ$?:

Kiedy $\text{poślizg} = 0$

37. Kiedy poślizg śmigła nieprzestawialnego jest równy skokowi geometrycznemu:
Kiedy V samolotu $= 0$

38. kiedy poślizg śmigła nieprzestawialnego $= 0$?:
kiedy α śmigła $= 0^\circ$

39. Kiedy skok geometryczny śmigła nieprzest. = skok rzeczywisty?:
kiedy α śmigła $= 0^\circ$

40. Kiedy skok geometryczny $= 0$?:
Nigdy

41. Kiedy skok rzeczywisty śmigła nieprzest. $= 0$?:
Kiedy v samolotu $= 0$

42. Która z wymienionych zmian nie jest spowodowana zwiększeniem siły ciągu silnika?
Zmiana momentu zawiasowego lotek

43. Które rozwiązanie konstrukcyjne nie służy do kompensacji zaśmigłowego momentu kierunkowego?:
kompensacja aerodynamiczna steru kierunku

44. Który opis wielkości fizycznej charakteryzuje moc, którą dysponujemy:
Stosunek ilości wykonanej pracy do czasu jej wykonania [wat]

45. Który opis wielkości fizycznej charakteryzuje wykonaną pracę?:
Iloczyn siły i drogi [dżul]

46. Miarą stateczności statycznej jest pochodna $m_x = Dm/D\alpha$, zwana pochodną momentu m względem zmiennej α . Jaki znak pochodnej określa niestateczność?
Dodatni

47. Mimośrodowość (decentracja) ciągu śmigła polega na :
Oś wektora ciągu śmigła nie przechodzi przez środek ciężkości samolotu

48. Mimośrodowość (decentracja) ciągu śmigła powoduje:
Zmiany momentów odchyłających i/lub pochyłających

49. Moment giroskopowy od zespołu napędowego zanika , gdy ustaje:
Prędkość kątowa zmian

50. Moment odchyłający samolot wywołany działaniem na usterzeniu siły aerodynamicznej wytworzonej przez niesymetryczny opływ zaśmigłowy nazywamy:

Kierunkowym momentem zaśmigłowym

51. Na małych prędkościach lotu największą sprawność uzyska śmigło:
O małym skoku geometrycznym

52. Na rodzaj korkociągu główny wpływ mają:
Położenie środka ciężkości, rozłożenie mas na samolocie, usytuowanie i wielkość usterzeń

53. Najmniejsze opadanie w locie ślizgowym ma samolot lecący z V :
Ekonomiczną

54. Największą doskonałość podczas lotu ślizgowego w powietrzu spokojnym ma samolot lecący z V :
Optymalną

55. Obciążeniem mocy nazywamy:
Stosunek mocy silnika do ciężaru samolotu

56. Objawem przejścia samolotu w fazę przeciągnięcia jest zazwyczaj:
Występowanie drgań samolotu lub sterów i samoczynne zwiększenie przechylenia

57. Opór interferencyjny powstaje w wyniku:
Wzajemnego zaburzenia opływu przez części sąsiadujące ze sobą

58. Pociągnięcie drążka na siebie powoduje:
Wzrost współczynnika obciążenia samolotu n

59. Podczas analizy stateczności samolotu niezbędne jest uwzględnienie:
Równowagi sił i momentów działających na samolot

60. Podczas odchylania samolotu moment giroskopowy zespołu napędowego:
Powoduje pochylanie

61. Podczas pochylania samolotu moment giroskopowy zespołu napędowego:
Powoduje odchylanie

62. Podczas podchodzenia do lądowania na samolocie z przestawialnym śmigłem:
Po zmniejszeniu ciśnienia ładowania należy przestawić śmigło na mały skok

63. Podczas próby silnika przed startem posuw jest równy

Zero

64. Podczas przechylania samolotu moment giroskopowy zespołu napędowego:
Nie powoduje istotnych zmian

65. Podczas ustalonego lotu prostoliniowego obracające się śmigło stara się obrócić samolot w kierunku przeciwnym do kierunku obrotów śmigła momentem, który nazywamy
Momentem oporowym

66. Podczas wykonywania manewrów pilot funkcjonuje w pętli sprzężenia zwrotnego, reagując na otrzymane sygnały. Jakież?:
Sygnały toru lotu i sygnały przeciążenia

67. Położenie środka parcia na profilu symetrycznym wraz ze wzrostem α :
Jest stałe

68. Poślizg śmigła to:
Różnica między skokiem geometrycznym i rzeczywistym

69. Przeciągnięcie dynamiczne różni się od statycznego tym, że podczas przeciągnięcia dynamicznego:
Następuje szybka zmiana a skrzydła

70. Przeciągnięciem nazywamy stan, w którym:
Lot odbywa się na nadkrytycznym α

71. Przyrost momentu pochylającego samolot DM, powstały w wyniku wychylenia drążka wynosi:
 $DM = DP_{zh} \cdot lh$, gdzie lh = odległość między środkiem ciężkości samolotu i środkiem aerodynamicznym usterzenia poziomego; DP_{zh} = przyrost siły nośnej na usterzeniu wysokości

72. Rozpatrując stateczność samolotu w układzie współrzędnych x, y, z zakładamy, że wszystkie trzy osie układu przechodzą przez:
Środek ciężkości samolotu

73. Czy profile klasyczne są dużo bardziej wrażliwe na zaburzenia od profili laminarnych?:
Nie

74. Aby zapobiec zjawisku flatteru giętnolotkowego należy:
Zwiększyć sztywność giętną skrzydła i zastosować wyważenie masowe lotek.

75. Aby zapobiec zjawisku flatteru giętnolotkowego:

Zwiększyć sztywność skrętną skrzydła i przesunąć środek ciężkości skrzydła jak najbliżej osi skrętnej

76. Aby zapobiec zjawisku odwrotnego działania lotek należy:

Zwiększyć sztywność skrętną skrzydła

77. Aby zapobiec trzepotaniu usterzeń należy:

Zastosować usterzenia typu T i starannie opracować przejście skrzydło-kałdub.

78. Aerodynamiczna krawędź natarcia to linia łącząca punkty płata lotniczego, w których:

Prędkość strumienia = 0, a ciśnienie = ciśnieniu spiętrzenia

79. Brak wyważenia masowego lotek na dużych prędkościach lotu jest bezpośrednią przyczyną występowania:

Flatteru lotkowego

80. Buffeting to inaczej:

Trzepotanie usterzeń

81. Ciało porusza się po okręgu z prędkością e . Jeśli zwiększymy dwukrotnie prędkość ciała, to:

V kątowna W wzrośnie dwukrotnie, przyspieszenie dośrodkowe wzrośnie czterokrotnie

82. Ciało porusza się po okręgu z prędkością e . Jeśli zwiększymy dwukrotnie promień okręgu, to:

V kątowna W zmaleje dwukrotnie, droga przebyta przez ciało w czasie okresu T wzrośnie dwukrotnie i przyspieszenie dośrodkowe zmaleje dwukrotnie

83. Ciało porusza się ze stałą prędkością po okręgu o promieniu r .

Wypadkowy wektor przyspieszenia działającego na to ciało jest zawsze skierowany:

W stronę środka okręgu

84. Ciało porusza się ze zmienną prędkością po okręgu. Kąt α zawarty między promieniem a wektorem przyspieszenia jest:

$0^\circ < \alpha < 90^\circ$

85. Ciśnienie statyczne w punkcie przejścia z opływu laminarnego w turbulentny jest:

Minimalne na górnej powierzchni i maksymalne na dolnej

86. Co to jest równanie stanu powietrza?:

Związek między ciśnieniem statycznym i gęstością, temperaturą i stałą gazową powietrza $a = ggRT$

87. Co rozumie się pod pojęciem sterowności?:

Zdolność do "odpowiadania" przez obiekt na zadawane przez pilota impulsy sterujące

88. Co to jest ciśnienie spiętrzenia?:

różnica ciśnienia dynamicznego i statycznego.

89. Co to jest opływ laminarny?:

Niezaburzony opływ od krawędzi natarcia do punktu przejściowego

90. Co to jest pułap teoretyczny?:

Największa wysokość, na którą teoretycznie samolot może się wznieść

91. Co to jest stateczność statyczna?:

Istnienie tendencji (w postaci działania siły lub momentu) do powrotu do równowagi po wytrąceniu z niej

92. Co to jest środek parcia profilu?:

Wyobrażalny punkt na cięciwie profilu, w którym działa wypadkowa wszystkich sił aerodynamicznych występujących na profilu.

93. Co to jest warstwa przyścienna?

Warstwa powietrza opływającego dowolny element, w której V zmienia się od 0 do V opływu.

94. Co to jest wydłużenie skrzydła lub łopaty?

Stosunek rozpiętości do średniej cięciwy geometrycznej.

95. Co to jest elewacja lotniska?:

Fizyczne wzniesienie płyty lotniska nad umowny poziom morza wg ISA

96. Co to jest gęstość powietrza?

Ilość masy powietrza zawartej w m^3 objętości

97. Co to jest ISA?

Zbiór uznawanych za wzorcowe wielkości ciśnienia statycznego p , temperatury t oraz gęstości powietrza g na różnych wysokościach

98. Co to jest wysokość ciśnieniowa nad poziomem lotniska?

Wysokość odczytywana na wysokościomierzu ciśnieniowym ustawionym na

aktualne QFE

99. Co to jest wysokość ciśnieniowa nad poziomem morza?:

Wysokość odczytywana na wysokościomierzu ciśnieniowym ustawionym na aktualne QNH.

100. Co to jest wysokość gęstościowa?

Wysokość pozorna, na której gęstość powietrza jest równa wartości standardowej wg atmosfery ISA

101. Co to jest wysokość standardowa?

Wysokość odczytywana na wysokościomierzu ciśnieniu ustawionym na standardową wartość na poziomie morza QNE , tj. 1013,25 hPa = 760 mmHg

102. Czy między ciśnieniem statycznym powietrza P i jego temperaturą bezwzględną T i gęstością (ρ) istnieje jakiś związek:

- tak, wyrażony równaniem stanu $P = (\rho) \cdot g \cdot R \cdot T$ $g =$ przysp.

Ziemskie $9,81 \text{ m/s}^2$

R = stała gazowa pow. = $29,2746 \text{ m/K}$

103 Czy obiekt niestateczny statycznie może być stateczny dynamicznie:

- nie

104 Czy płatowiec może mieć tą samą doskonałość dla dwóch różnych α :

- tak

105 Czy wzrost stateczności powoduje zmianę sterowności :

- tak, sterowność maleje

106 Czym różnią się stateczność statyczna i stateczność dynamiczna:

- stateczność statyczna uwzględnia tylko tendencje do powrotu do równowagi , a stateczność dynamiczna uwzględnia charakter ruchu obiektu

107 Czym wyraża się niestateczność statyczną

- istnieniem tendencji (w postaci działania siły lub momentu) do pogłębiania odejścia od stanu równowagi po wytrąceniu z niej

108 Czym się wyraża stateczność statyczną obojętną:

- brakiem jakiegokolwiek reakcji obiektu na wytrącenia

109 Dla płata o jakim profilu nie powstaje opór indukowany na zerowym kącie natarcia :

- dwuwypukłym symetrycznym

110 Dla ruchu jednostajnie przyspieszonego dwukrotne zwiększenie czasu przy stałym przyspieszeniu powoduje:

- czterokrotne zwiększenie przebytej drogi

111 Dla ruchu jednostajnie przyspieszonego dwukrotne zwiększenie przyspieszenia w stałym czasie powoduje:

- dwukrotne zwiększenie przebytej drogi

112 Dla skrzydła o obrysie prostokątnym prawdą jest że:

- cięciwa geometryczna nie zmienia się wzdłuż rozpiętości

113 Dla trzech skrzydeł o tej samej powierzchni i tej samej rozpiętości ale o różnych obrysach, wydłużenie jest:

- takie samo dla wszystkich

114 Dla ustalonego lotu nurkowego prawdziwe jest równanie:

- $P_x = Q$

115 Do jakiego wykresu odnosi się potoczna nazwa "Krzywa Lilienthala":

- do krzywej biegunowej, pokazującej zależność siły nośnej do oporu

116 Do urządzeń powiększających powierzchnie skrzydła zaliczamy:

- poszerzasz i klapę przednią

117 Do urządzeń przeszkadzających odrywaniu się strug pow. Na grzbiecie skrzydła zaliczamy: - sloty(skrzela)

118 Do urządzeń wysklepiających profil mało wysklepiony na mocno wysklepiony zaliczamy:

- klapę przednią

119 Dodatkowy skos skrzydeł powoduje:

-Zwiększenie stateczności statycznej podłużnej

120 Doskonałość profilu:

-Zmniejsza się zależność od α

121 Dwukrotne zwiększenie przepływu w zamkniętym tunelu spowoduje :

- czterokrotny spadek ciśnienia statycznego

122 Flatter to zjawiska związane z :

- powstawaniem drgań samowzbudnych

123 Gdy powietrze wpada z prędkością V do kanału z zmiennej powierzchni przekroju, zmianie ulega jego prędkość:

- Przy zmniejszaniu powierzchni przekroju V się zwiększa

124 Grubość profilu to:

- największa odległość między górnym i dolnym obrysem profilu prostopadła do jego cięciwy

125 Im większa lepkość powietrza tym :

- opór tarcia większy a warstwa przyścienna grubsza

126 Istnienie na płatowcu niezbędnych powierzchni sterowych powoduje powstawanie:

- oporu szczelinowego

127 Jak inaczej nazywamy FLETTNER:

- Klapka odciążająca

128 Jak musi zmienić się prędkość loty w zakręcie prawidłowym aby przy tym samym przechyleniu promień zakręty wzrósł czterokrotnie:

- zwiększyć dwukrotnie

129 Jak nazywa się klapka wyważająca , której położenie można zmieniać podczas lotu niezależnie :

- trymer

130 Jak nazywa się punkt , w którym przepływ powietrza zmienia charakter z laminarnego na turbulentny:

- punkt przejściowy

131 Jak nazywa się wykres przedstawiający zależność C_z od C_x :

-biegunowa

132 Jak nazywa się prędkość powietrza oznaczona V_{ne} :

- max prędkość dopuszczalna

133 Jak się nazywają i jakie w układzie SI mają symbole jednostki masy długości czasu:

- -kg, m, sec

134 Jak się nazywają siły, ciśnienia, temperatury:

- niuton, paskal, kelwin

135 Jak w jednostkach podstawowych układu SI można zapisać wielkość ciśnienia 1000 hPa:
- $100\ 000\ \text{N/m}^2$

136 Jak zmieni się promień zakrętu prawidłowego , jeśli przy stałym przechyleniu zwiększymy prędkość dwukrotnie:
- wzrośnie czterokrotnie

137 Jak zmienia się wysokość gęstościowa w sytuacji , gdy temp. Otoczenia jest wyższa od standardowej wartości ISA:
- wzrasta

138 Jaka jest różnica między korkociągiem płaskim i stromym:
- większa kątowa zmiana kierunku w korkociągu płaskim

139 Jaka wzorcowa wielkość ciśnienia na p.m. wyrażona w jednostkach (mmHg) odpowiada ciśnieniu 1013,25 hPa:
- 760 mmHg

140 Jaką nazwę nosi stosunek ciśnienia statycznego na dowolnej wysokości do wzorcowego ciśnienia na p.m.:
- ciśnienie względne

141 Jak nazywa się stosunek gęstości powietrza na dowolnej wysokości do wzorcowej gęstości powietrza na p.m.:
- gęstość powietrza względna

142 Jak nazywa się stosunek temp. Powietrza na dowolnej wysokości wyrażonej w K do wzorcowej temp. Na p.m. (też w K):
- bezwymiarowa temperatura względna

143 Jaką wielkość ma wzorcowe ciśnienie statyczne na p.m.:
- $101\ 325\ \text{N/m}^2 = 1013,25\ \text{hPa}$

144 Jaką wielkość wyrażoną w K ma wzorcowa temp. Na p.m.:
- 288 K

145 Jaką wielkość wyrażoną w kg/m^3 ma wzorcowa gęstość powietrza na p.m.:
- $1,2255\ \text{kg/m}^3$

146 Jaką wielkość wyrażoną w $^{\circ}\text{C}$ ma wzorcowa temp. Powietrza na p.m.:
- $+15\ ^{\circ}\text{C}$

147 Jaki istnieje związek między temp. Powietrza t wyrażoną w $^{\circ}\text{C}$ i temp. T

wyrażoną w K:

$$- T = t + 273$$

148 Jakie główne cechy ma gruby profil w porównaniu z cieńszym przy tej samej V opływu:

- większy opór i większy C_z

149 Jakie parametry służą określeniu fizycznego stanu powietrza:

- ciśnienie statyczne, temperatura, gęstość

150 Jakie przedrostki w symbolach miar Si oznaczają zwielokrotnienie 10, 100, 1000:

- deka, hekto, kilo

151 Jakie wielkości musimy znać w celu obliczenia przeciążenia n w zakręcie prawidłowym:

- znać przechylenie

152 Jakiemu celowi służy mechanizacja skrzydła (klapy sloty etc.):

- zmianie współczynników aerodynamicznych w celu wywierania wpływu na osiągi (np. prędkości podejścia do lądowania)

153 Jakim przyrządem mierzona jest wysokość rzeczywista (czyli oddalania statku powietrznego od powierzchni ziemi):

- wysokościomierzem radiowym (radarowym)

154 Jedną z miar stateczności dynamicznej obiektu jest czas połówkowy. Co to jest za wielkość:

- czas upływający od odchylenia od równowagi o jakąś wielkość do chwili zmniejszenia tego odchylenia do połowy (50%)

155 Jeżeli ciało wytrącone ze stanu równowagi krótkotrwałym impulsem zewnętrznym porusza się ruchem jednostajnym, to mamy do czynienia z :

- równowagą obojętną

156 Jeżeli ciało wytrącone ze stanu równowagi krótkotrwałym impulsem zewnętrznym porusza się ruchem jednostajnie przyspieszonym , zwiększając odchylenie, to mamy do czynienia z :

- równowagą chwiejną

157 Jeżeli dodamy do siebie opory wszystkich części płatowca (skrzydła kadłuba usterzenia) , to otrzymamy suma będzie:

- mniejsza od oporu płatowca zmontowanego z tych części

158 Jeśli dwukrotnie zwiększymy prędkość przepływu , to siła nośna:

- wzrośnie czterokrotnie

159 Jeśli dwukrotnie zwiększymy prędkość przepływu , to siła oporu:

- wzrośnie czterokrotnie

160 Jeśli zmniejszymy temp. Przepływającego powietrza , nie zmniejszając α powierzchni skrzydła i prędkości przepływu , to"

- siły aerodynamiczne na skrzydle wzrosną

161 Jeśli zwiększymy powierzchnię statecznika poziomego, to:

- stateczność stateczna podłużna wzrośnie

162 Każde ciało ma swój własny , stały i niezmienny współczynnik oporu kształtu:

- fałsz (zależy również od ustawienia ciała)

163 α dla którego $C_x=C_{xmin}$ zawsze jest:

- mniejszy od α dla C_{zmax}/C_{xmax}

164 α płata o profilu wklęsło- wypukłym, dla którego nie powstaje opór indukowany, ma wartość:

- ujemną

165 α profilu to kąt zawarty między:

- cięciwą geometryczną profilu i kierunkiem napływu strumienia nie zaburzonego

166 Kiedy wys. Wskazywana na ziemi przez wysokościomierz ciśnieniowy jest wysokością standardową równą elewacji lotniska:

- w warunkach zgodnych z podanymi w tabeli Międzynarodowej Atmosfery Wzorcowej ISA

167 Klapy stosuje się w celu:

-zwiększenia C_{zmax}

168 Kompensacja aerodynamiczna steru ma za zadanie:

- zmniejszenie sił używanych przez pilota

169 Kompensacja aerodynamiczna steru nazywa się też wyważeniem aerodynamicznym steru:

- prawda

170 Korkociąg płaski jest:

- bardziej niebezpieczny od stromeo

171 Krytyczna prędkość flutteru jest to prędkość dla której:

- siły wzbudzające drgania = siłom tłumiącym

172 Która oś układu współrzędnych nazywamy osią pionową:

- oz

173 Która oś układu współrzędnych nazywamy osią podłużną:

- ox

174 Która oś układu współrzędnych nazywamy osią poprzeczną:

- oy

175 Które urządzenia nie są zaliczane do mechanizacji skrzydła:

- zwiększające C_{zmax} poprzez zmniejszenie przepływu indukowanego, np. winglety

176 Który opis charakteryzuje energię potencjalną:

- iloczyn ciężaru i wysokości ciała - jednostka J (dżul)

177 Linia krzywa przedstawiająca skrzydła widziane z góry to:

- obrys skrzydła

178 Linia łącząca noski profilu to:

- geometryczna krawędź natarcia

179 Linia łącząca ostrza (spływy) profili płata to :

- geometryczna krawędź spływu

180 Linia łącząca środki okręgów wpisanych w obrys profilu to :

- szkieletowa

181 Lot odbywa się na α , dla którego C_x jest min, w wyniku niewielkiego zwiększenia α :

- procentowe zwiększenie C_z będzie większe od procentowego zwiększenia C_x

182 Lotki typu FRIZE stosuje się w celu:

- zniwelowania momentu oporowego lotek

183 Lotki zaprojektowane są w celu obracania płatowca względem:

- osi ox

184 Max. Dopuszczalna V_{ne} to:

-największa prędkość jaką można wykonać lot w powietrzu spokojnym

185 Max. Doskonałość profilu:

- jest stałą charakterystyczną dla profilu i odpowiada C_{zmax}/C_{xmax}

186 Max. Prędkość lotu w atmosferze , w której dochodzi do gwałtownych zmian prędkości pionowej otoczenia powietrza, oznaczana jest :

- V_{ra}

187 Max. Prędkość przy której można jeszcze użyć pełnych wychyleń sterów bez przekroczenia max. Przeciężenia , to:

- V_a

188 Mechanizację skrzydła stosuje się w celu:

- zwiększenia C_{zmax}

189 Min. Wartość C_x otrzymujemy dla $\alpha=0$

- prawda tylko dla profili symetrycznych

190 Moment aerodynamiczny mierzony względem środka aerodynamicznego w zakresie prędkości użytkowych:

- prawie nie zależy od α , ale jest proporcjonalny do kwadratu prędkości lotu

191 Moment oporowy lotek powstaje , gdy:

- siła oporu na lotce wychylonej w dół jest większa niż na lotce wychylonej w górę

192 Na dolnej powierzchni płata o skończonym wydłużeniu strugi powietrza opływające go odchylają się w stronę końca płata o kąt , którego wartość jest:

- tym większa , im bliżej końca płata

193 Na górnej powierzchni płata strugi powietrza opływające go odchylają się w stronę końca płata o kąt , którego wartość jest:

- tym większa , im większy α

194 Na jakiej wysokości n.p.m. względna gęstość powietrza jest w Atmosferze Wzorcowej równa $\frac{1}{4}$ gęstości na p.m. 0,25:

- 12 200m

195 Na jakiej wysokości n.p.m. względna gęstość powietrza jest w Atmosferze Wzorcowej równa 1 gęstości na p.m.:

- 0m

196 Na jakiej wysokości n.p.m. względna gęstość powietrza jest w Atmosferze Wzorcowej równa 1/2 gęstości na p.m. 0,5:
- 6 700m

197 Na jakiej wysokości statyczne ciśnienie względne jest równe połowie ciśnienia statycznego na p.m. 0,5:
- 5 500m

198 Na płacie o skończonym wydłużeniu strugi powietrza:
- odchylają się w stronę środka płata na górnej powierzchni i w stronę końca płata na dolnej powierzchni

199 Największą odległość między górnym a dolnym obrysem profilu (prostopadła do cięciwy), to :
- grubość profilu

200 Największa prędkość , z jaką można wykonywać loty w powietrzu spokojnym , to :
- V_{ne}

201 Niekorzystny moment obrotowy względem osi oz, powstały w wyniku wychylenia lotek o ten sam kąt przeciwne strony, nazywamy :
- momentem oporowym lotek

202 Niestateczność holendrowania to jeden z rodzajów niestateczności :
- dynamicznej bocznej

203 Niestateczność spiralna to niestateczność:
- dynamiczna boczna

204 Niewielkie zwiększenie α powyżej optymalnego powoduje :
- zwiększenie C_x i C_z

205 Oblodzenie powierzchni nośnych:
- zwiększenie prędkości minimalnej

206 Obrót płatowca względem osi o_x realizowany jest za pomocą:
- lotek

207 Obrót płatowca względem osi o_y realizowany jest za pomocą:
- usterzenia wysokości.

208 Obrót płatowca względem osi o_z realizowany jest za pomocą:
- usterzenia kierunku.

209 Opór ciała poruszającego się w powietrzu zależy od:

- współczynnika oporu powierzchni odniesienia , gęstości powietrza ,
kwadratu prędkości lotu

210 Opór indukowany wzrasta , gdy :

- maleje wydłużenie płata

211 Opór interferencyjny powstaje w wyniku :

- wzajemnego zaburzania opływu przez części sąsiadujące ze sobą

212 Opór kształtu zależy tylko od kształtu opływającego ciała :

- fałsz , zależy też od ustawienia ciała

213 Opór tarcia profilu na użytkowych α jest najmniejszy w przypadku opływu:

- laminarnego

214 Opór tarcia przepływu laminarnego w stosunku do oporu tarcia w przepływie turbulentnym jest:

- mniejszy

215 Opór będący wynikiem zawirowań na końcu płata spowodowanych wyrównywaniem ciśnienia na górnej i dolnej powierzchni, to:

- opór indukowany

216. Płytowe usterzenie wysokości jednocześnie spełnia rolę statecznika poziomego i steru wysokości:

Prawda

217. Po przekroczeniu krytycznej prędkości rozbieżności skrajnej skrzydła następuje:

Ukręcenie skrzydła

218. Po wychyleniu lotki w górę podczas lotu z dużą prędkością powstaje:

Moment skręcający skrzydło powodujący wzrost α skrzydła

219. Podczas zjawiska autorotacji skrzydło opływane pod większym α :

Wytwarza mniejszą siłę nośną od skrzydła o mniejszym α

220. Położenie środka parcia na profilu klasycznym niesymetrycznym wraz ze wzrostem α :

Przesuwa się do przodu

221. Położenie środka parcia na profilu samostatecznym wraz ze wzrostem α :

Przesuwa się do tyłu

222. Poszerzacz stosuje się w celu:

Zmniejszenia V_{min}

223. Powierzchnia nośna skrzydła to:

Powierzchnia ograniczona obrysem skrzydła

224. Powodem wyślizgu w zakręcie może być:

Za małe przechylenie, lub za duża prędkość kątowna zakrętu

225. Powodem ześlizgu w zakręcie może być:

Za duże przechylenie lub za małą prędkość kątowna zakrętu

226. Prędkość brutalnego sterowania V_a to:

Maksymalna prędkość, przy której można jeszcze użyć pełnych wychyleń sterów bez przekroczenia maksymalnego przeciążenia

227. Prędkość kątowna w ruchu obrotowym jest:

Wprost proporcjonalna do prędkości liniowej a odwrotnie proporcjonalna do promienia

228. Prędkość lotu w burzliwej atmosferze V_{ra} to:

Maksymalna prędkość lotu w atmosferze, w której dochodzi do gwałtownych zmian prędkości pionowej otaczającego powietrza

229. Profil może mieć tą samą doskonałość:

Dla dwóch różnych α

230. Profile laminarne to profile w których:

Maksymalna grubość profilu znajduje się w przedziale 50-70% cięciwy

231. Prosta łącząca środek krzywizny noska profilu z ostrzem (spływem) to:

Cięciwa geometryczna profilu

232. Przeciągnięcie dynamiczne różni się od statycznego tym, że podczas dynamicznego:

Następuje szybka zmiana α skrzydła

233. Przeciągnięcie statyczne charakteryzuje się:

Powolna zmiana α skrzydła

234. Przepływ powietrza wokół końcówek skrzydła, spowodowany wyrównaniem ciśnień na górnej i dolnej powierzchni, wytwarza wiry, które:
Są tym większe im większa P_z na skrzydle

235. Przesunięcie środka ciężkości do przodu:
Zmniejsza szansę korkociągu płaskiego

236. Przesunięcie środka ciężkości do tyłu:
Ułatwia wprowadzenie w korkociąg

237. Przy wzroście kąta wzniosu skrzydeł:
Wzrasta różnica sił nośnych wytwarzanych na obu skrzydłach podczas ślizgu

238. Przy wzroście przechylenia w zakręcie prawidłowym, przeciążenie:
Wzrasta

239. Przyczyną trzepotania usterzeń jest:
Rezonans pomiędzy drganiami zaburzonych strug zaskrzydłowych a drganiami własnymi powierzchni sterowych

240. Przyrost P_z na usterzeniu wysokości wywołany wychyleniem drążka ma wartość:
Dodatnią gdy oddamy drążek od siebie

241. Punkt na obrysie profilu, wysunięty najdalej w kierunku przeciwnym do kierunku lotu, to:
Ostrze (spływ) profilu

242. Punkt na obrysie profilu, wysunięty najdalej w stronę napływających strug powietrza, to:
Nosek profilu

243. Punkt, w którym linia działania wypadkowej siły aerodynamicznej przecina cięciwę profilu, to:
Środek parcia

244. Punkt, względem którego moment aerodynamiczny nie zależy od α (w dużym przedziale zmian α), to:
Środek aerodynamiczny

245. Różnica przyrostu sił oporu powstała w wyniku wychylenia lotek o ten sam kąt, ale w przeciwne strony, powoduje powstanie:
Niekorzystnego momentu odchylającego

246. Różnicowe wychylenie lotek stosuje się w celu:

Zniwelowania momentu oporowego lotek

247. Ruch statku powietrznego podczas lotu opisywany jest za pomocą:

Jednej osi współrzędnych OX

248. Siła oporu skrzydła przemieszczającego się w fazie autorotacji w dół jest:

Większa od P_x na skrzydle przeciwnym

249. Siła wytworzona w wyniku różnicy ciśnień przed i za opływającym przez powietrze ciałem to:

Siła oporu kształtu

250. Siły aerodynamiczne zależą od gęstości powietrza. Jak zmieniają się gdy gęstość maleje:

Maleją proporcjonalnie do malejącej gęstości

251. Sloty stosuje się w celu:

Zwiększenia C_z max

252. Statecznik pionowy odpowiada głównie za stateczność:

Kierunkową

253. Statecznik poziomy odpowiada głównie za stateczność:

Podłużną

254. Stateczność dynamiczna boczna dotyczy:

Odchylania i przechylania

255. Stateczność dynamiczna podłużna dotyczy:

Pochylenia

256. Statecznością dynamiczną boczną nazywamy:

Statecznością holendrowania

257. W układzie współrzędnych opisujących ruch SP podczas lotu oś OX nazywamy :

Osią podłużną

258. OY:

Osią poprzeczną

259. OZ:

Osią pionową

260. W ustalonym locie pilot wychyla drążek sterowy w prawo. Zakładając, że lotki wychyła się o ten sam kąt, prawdziwe będzie stwierdzenie:
Siła oporu na lotce skierowanej w dół będzie większa od siły oporu na drugiej lotce

261. W wyniku wychylenia lotek w górę i w dół o ten sam kąt powstaje:
Niekorzystny moment oporowy lotek

262. W wyniku zastosowania na końcówkach skrzydeł wingletów maleje opór:
Indukowany

263. Warstwa przyścienna to warstwa w której:
Prędkość cząsteczek powietrza jest mniejsza od prędkości przepływu

264. Wartość C_z dla krytycznego α przyjmuje wartość max:
Zawsze prawda

265. Wartość C_x dla krytycznego α przyjmuje wartość max:
Zawsze fałsz

266. Wewnętrzna kompensacja aerodynamiczna steru odbywa się przez zastosowanie:
Przepony zmniejszającej opór szczelinowy

267. Wartość siły oporu kształtu zależy od :
Kształtu ciała, kąta pod jakim jest opływane, prędkości przepływu, gęstości powietrza

268. Wraz ze wzrostem wysokości gęstość powietrza:
Zawsze maleje

269. Współczynnik przeciążenia w locie nurkowym wynosi:
 $n=0$

270. Współczynnik przeciążenia w zakręcie zależy od:
Kąta pochylenia i prędkości lotu

271. Wychylenie którego urządzenia nie jest sprzężone mechanicznie z wychyleniem powierzchni sterowej:
Kłapki wyważającej

272. Wykres zależności $C_x = F(\alpha)$ dla profilu symetrycznego jest:
Symetryczny względem osi C_x

273. Wykres zależności $C_z = F(C_x)$ dla profilu symetrycznego jest:
Symetryczny względem osi C_x

274. Wykres zależności $C_z = F(C_x)$ wykonany na podstawie pomiarów w czasie lotu nazywamy:
Biegunową

275. Wykres zależności $C_x = F(\alpha)$ dla profilu symetrycznego jest:
Symetryczny względem środka układu współrzędnych

276. Wykresy jakich zależności dla profilu symetrycznego przechodzą
przechodzą przez środek układu współrzędnych:
 $C_z = F(\alpha)$ i $C_m = F(\alpha)$

277. Wykresy jakich zależności dla profilu symetrycznego są osiowo
symetryczne:
 $C_x = F(\alpha)$ i $C_z = F(\alpha)$

278. Wznios skrzydeł stosowany jest w celu:
Zwiększenia stateczności poprzecznej

279. Wzrost temperatury powietrza na stałej wysokości powoduje:
Zmniejszenie gęstości powietrza

280. Z jakich głównych elementów powstaje opór SP zwany szkodliwym:
Z oporu kształtu i z oporu tarcia powietrza o bryłę SP

281. Zasada ciągłości ruchu powietrza przepływającego przez tunel o
zmiennym przekroju mówi że:
Jeżeli przekrój tunelu zwiększy się to prędkość powietrza zmaleje
dwukrotnie

282. Zastosowanie kompensacji aerodynamicznej steru ma za zadanie:
Zmniejszenie momentu zawiasowego

283. Zdolność do zachowania stanu równowagi i przeciwdziałaniu jego
zmianom to:
Stateczność statyczna

284. Zdolność do zmiany stanu ustalonego lotu pod wpływem wychylenia
odpowiedniego steru to:
Sterowność

285. Zewnętrzna kompensacja aerodynamiczna steru odbywa się przez zastosowanie:
Dodatkowej powierzchni sterowej przed osią obrotu steru
286. Stateczność statyczna kierunkowa dotyczy:
Odchylania
287. Stateczność statyczna podłużna dotyczy:
Pochylania
288. Stateczność statyczna poprzeczna dotyczy:
Przechylania
289. Stosunek drogi S przebytej w czasie t do czasu t to:
Prędkość średnia
290. Stosunek powierzchni nośnej skrzydła do jego rozpiętości S/b to;
Średnia cięciwa geometryczna
291. Stosunek zmiany wartości prędkości w czasie t do czasu t to:
Przyspieszenie średnie
292. Strzałka profilu to:
Największa odległość między linią szkieletową a cięciwą profilu
293. Szkieletowa profilu to:
Linia łącząca środki okręgów wpisanych w obrys profilu
294. Średnie przyspieszenie kątowe w ruchu obrotowym jest:
Wprost proporcjonalne do przyrostu prędkości kątowej w czasie pomiaru i
odwrotnie proporcjonalne do czasu pomiaru
295. Środek aerodynamiczny to punkt:
Względem którego moment aerodynamiczny nie zależy od α w dużym przedziale zmian α
296. Środek aerodynamiczny wraz ze wzrostem α :
W dużym przedziale zmian α nie zmienia swojego położenia
297. Środek parcia to punkt:
W którym linia działania wypadkowej siły aerodynamicznej przecina cięciwę profilu
298. Tłumienie zmian parametrów lotu ma wpływ na:

Równowagę dynamiczną

299. Trzepotanie usterzeń to:

Buffeting

300. Ujemny skos skrzydła powoduje:

Zmniejszenie stateczności statycznej podłużnej

301. Usterzenie kierunku zaprojektowane jest w celu obracania płatowca

względem:

Osi X

302. Usterzenie wysokości zaprojektowane jest w celu obracania płatowca

względem:

Osi Y

303. W celu zlikwidowania momentu oporowego lotek z reguły stosuje się:

Różnicowe wychylenie lotek

304. W codziennym życiu spotykamy się ze stanem równowagi:

Stałej, obojętnej i chwiejnej

305. W jakich warunkach wysokość gęstościowa = wartości standardowej według atmosfery ISA:

W warunkach zgodnych z tabelą Międzynarodowej Atmosfery Wzorcowej ISA

306. W jakiej proporcji do gęstości powietrza są zależne siły aerodynamiczne na profilu:

Wprost proporcjonalnie

307. W której grupie znajduje się urządzenie nie służące do zmniejszania sił na drążku:

Wyważenie masowe i klapka wyważająca

308. W normalnych warunkach lotu siły na sterownicach są:

Zawsze odpowiednio proporcjonalne do zmian ruchu lub stanu lotu

309. W profilach o normalnym, łukowatym kształcie szkieletowej, przy wzroście α , siła aerodynamiczna:

Przesuwa się wzdłuż cięciwy do przodu

310. W profilach samostatecznych przy wzroście α wypadkowa siła aerodynamiczna:

Przesuwa się wzdłuż cięciwy do tyłu

311. W profilach symetrycznych dla $\alpha = 0$

Cięciwa geometryczna profilu pokrywa się z cięciwą aerodynamiczną profilu

312. W profilach symetrycznych przy wzroście α wypadkowa siła aerodynamiczna :

Nie przesuwają się wzdłuż cięciwy

313. W rozwiązaniu konwencjonalnym usterzenie pionowe składa się z:

Statecznika pionowego, stanowiącego przednią nieruchomą część, i steru kierunku stanowiącego tylną ruchomą część

314. W rozwiązaniu konwencjonalnym usterzenie wysokości składa się z:

Statecznika poziomego stanowiącego przednią nieruchomą część i steru wysokości stanowiącego tylną ruchomą część

315. Samolot leci w poziomie na prędkości ekonomicznej. W celu ustalenia lotu poziomego z prędkością minimalną należy:

Zwiększyć α i zwiększyć moc silnika

316. Samolot podczas lotu w fazie przeciągnięcia jest:

Niestateczny statycznie poprzecznie i podłużnie

317. Samolot w fazie autorotacji charakteryzuje się:

Niestatecznością statyczną poprzeczną

318. Samoloty stosowane w lotnictwie sportowym są zazwyczaj konstruowane tak, aby:

Przy wejściu w korkociąg był to korkociąg stromy

319. Skok geometryczny śmigła to:

Odległość jaką przebędzie samolot podczas jednego obrotu śmigła ustawionego na $\alpha = 0$

320. Skok rzeczywisty śmigła to:

Odległość jaką przebędzie samolot podczas jednego obrotu śmigła

321. Sprawność śmigła $= 0$ tylko gdy:

Ciąg śmigła $T = 0$ lub posuw śmigła $\lambda = 0$

322. Stan równowagi, w której ciało się zwykle znajduje i do której powraca zawsze po wytrąceniu z równowagi, to:

Równowaga stała

323. Stateczność dynamiczna boczna zależy głównie od:

Kąta wzniosu skrzydeł, powierzchni usterzenia pionowego, odległości środka aerodynamicznego usterzenia pionowego od środka ciężkości samolotu

324. Stateczność dynamiczna podłużna zależy głównie od:

Rozkładu mas w samolocie, wielkości statecznika poziomego, odległości środka aerodynamicznego usterzenia poziomego od środka ciężkości samolotu

325. Stateczność dynamiczna to:

Zdolność samoczynnego powrotu samolotu do położenia równowagi gdy przestaną działać zakłócenia

326. Stateczność statyczna kierunkowa zależy głównie od:

Wielkości usterzenia pionowego, odległości usterzenia od środka ciężkości

327. Stateczność statyczna podłużna zależy głównie od:

Położenia środka ciężkości samolotu, wielkości statecznika poziomego, odległości środka aerodynamicznego usterzenia poziomego od środka ciężkości samolotu

328. Stateczność statyczna poprzeczna zależy głównie od:

Kąta wzniosu skrzydeł, wielkości usterzenia pionowego, układu grzbietopłata lub dolnopłata

329. Stateczność statyczna to:

Zdolność do zachowania stanu równowagi i przeciwdziałania jego zmianom

330. Sterowność to:

Zdolność do zmiany stanu ustalonego lotu pod wpływem wychylenia odpowiedniego steru

331. Stosunek pracy wykonanej przez śmigło do mocy pobieranej przez śmigło od silnika to:

Sprawność śmigła

332. Stosunek prędkości lotu do prędkości obwodowej danego przekroju śmigła to:

Posuw

333. Śmigło samolotu, w celu uzyskania jak największej sprawności, powinno:

Być zwichrzone geometrycznie tak, aby α poszczególnych przekrojów w czasie lotu był podobny

334. W celu wyprowadzenia samolotu z autorotacji należy w kolejności:
Wychylić ster kierunku w stronę przeciwną do kierunku przechylania a potem odepchnąć drążek

335. W celu wyprowadzenia z przeciągnięcia do lotu ustalonego należy:
Zwiększyć siłę nośną na skrzydle przez oddanie drążka

336. W celu wyprowadzenia samolotu z korkociągu należy:
Wychylić ster kierunku w stronę przeciwną do kierunku przechylania, odepchnąć drążek, po ustaniu obrotów rozpędzić samolot i wyprowadzić z lotu nurkowego

337. W celu zmniejszenia pochylenia samolotu:
Należy wychylić drążek na siebie

338. W celu zmniejszenia pochylenia samolotu:
Przyrost momentu pochylającego musi mieć wartość ujemną

339. W celu zmniejszenia pochylenia samolotu:
Należy wychylić ster wysokości w górę.

340. W celu zmniejszenia pochylenia samolotu:
Wektor przyrostu siły nośnej na usterzeniu poziomym musi mieć zwrot w dół

341. W celu zwiększenia pochylenia samolotu:
Należy wychylić drążek od siebie

342. W celu zwiększenia pochylenia samolotu:
Należy wychylić ster wysokości w dół

343. W celu zwiększenia pochylenia samolotu:
Wektor przyrostu P_z na usterzeniu poziomym musi mieć zwrot w górę

344. W celu zwiększenia pochylenia samolotu:
Przyrost momentu pochylającego samolot musi mieć wartość dodatnią

345. W jakim dokumencie zawarte są informacje o osiągnięciach SP.
W instrukcji Użytkownika w Locie

346. W przypadku gdy α śmigła jest równy α łopat ($\alpha = \beta$) prawdą jest że:
Posuw śmigła $\lambda = 0$, skok rzeczywisty śmigła $= 0$

347. W spokojnym powietrzu optymalny kąt toru lotu ślizgowego z wyłączonym silnikiem podczas wzrostu ciężaru samolotu:

Pozostaje niezmienny

348. W ustalonym locie poziomym prostoliniowym współczynnik obciążenia samolotu wynosi:

$n = 1$

349. W ustalonym zakręcie n wynosi:

$n > 1$

350. W wyniku niewielkiego zwiększenia α ponad α optymalne:

Procentowe zwiększenie C_x będzie większe od procentowego zwiększenia C_z

351. W wyniku niewielkiego zwiększenia α ponad α optymalne:

Stosunek C_z do C_x zmaleje

352. W wyniku niewielkiego zwiększenia α ponad α optymalne:

Doskonałość profilu zmaleje

353. Wychylenie lotek w lewo podczas przeciągnięcia spowoduje:

Przechylenie się samolotu w prawo i rozpoczęcie autorotacji

354. Wychyleniu kłap towarzyszy zwykle:

Wzrost C_z , wzrost C_x , spadek doskonałości samolotu

355. Wykres zależności $C_z = F(C_x)$, wykonany na podstawie pomiarów podczas lotu nazywamy:

Biegunową samolotu

356. Z jaką właściwością związany jest spadek prędkości powietrza w warstwie przyściennej:

Z lepkością powietrza

357. Zaleca się aby zmiana mocy z przelotowej na nominalną (śmigło o zmiennym skoku) odbywała się tak:

Zmniejszenie skoku śmigła a później zwiększenie ciśnienia ładowania

358. Zaleca się aby zmiana mocy startowej na nominalną (śmigło o zmiennym skoku) odbywała się tak:

Zmniejszenie ciśnienia ładowania a później zwiększenie skoku śmigła

359. Zapas stateczności stateczności podłużnej to:

Odległość pomiędzy środkiem ciężkości samolotu i środkiem równowagi

obojętnej

360. Zdolność do samoczynnego powrotu samolotu do równowagi, gdy przestały działać zakłócenia, które tą równowagę naruszyły:

Stateczność dynamiczna

361. Zwichrzenie aerodynamiczne płata charakteryzuje się tym, że:

Na końcówkach płata stosuje się profile, na których oderwanie strug dla α krytycznego jest mniej intensywne

362. Zwichrzenie geometryczne płata charakteryzuje się tym, że:

Cięciwy profile geometrycznych w kolejnych przekrojach nie leżą w jednej płaszczyźnie

363. Zwiększenie obciążenia jednostkowego powierzchni powoduje:

Zwiększenie długości startu i lądowania, wzrost prędkości minimalnej, spadek maksymalnej prędkości wznoszenia.