



technika lotnicza i astronautyczna

Radzieckie badania kosmiczne

Niektóre zagadnienia dotyczące samolotu skróconego startu i

O pewnych możliwościach elektrycznego modelowania procesów spalania

Obliczenia maksymalnej grubości łopatk na EMC „Odra” 1003



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. A. HADRAWA, mgr inż. S. KOCHAN-
SKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA
Redaktor techniczny: ALICJA BIL

RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż.
A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJ-
CIECHOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1743/C — R-2. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—

TECHNIKA LOTNICZA
I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

Rok XXIII Sierpień 1968 Zeszyt 8

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 27-25-53.
Wydawca: Wydawnictwa Czasopism Technicznych
NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
S. Bramski: Radzieckie badania kosmiczne .	1
R. Lewandowski: Stateczność podłużna rakiety niekierowanej w locie balistycznym . . .	5
Z. Brodzki: Niektóre zagadnienia dotyczące sa- molotu skróconego startu i lądowania . . .	9
J. Maryniak: Wpływ liny holowniczej na zmianę zapasu stateczności statycznej podłużnej szy- bowca holowanego i samolotu holującego . .	12
J. Grzegorzewski: O pewnych możliwościach elektrycznego modelowania procesów spalania	16
K. Ignas: Obliczenia maksymalnej grubości ło- patki na EMC „Odra” 1003	20
NOWOŚCI TECHNICZNE	22
Przegląd Prasy Technicznej	26
NOTATKI ZE ŚWIATA	27
KRONIKA	27
Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP	28
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	28

Warunki prenumeraty

Zamówienia i przedpłaty na TECHNIKE LOTNICZĄ
I ASTRONAUTYCZNĄ należy kierować pod adresem:

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT
Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12

Prenumerata normalna:

kwartalna	36 zł
półroczna	72 zł
roczna	144 zł

Zamówienia można składać na okresy kwartalne, pół-
roczne i roczne do dnia 15 miesiąca poprzedzającego
okres prenumeraty. Należność za prenumeratę należy
wplacać w PKO — Warszawa — konto 1-9-121697,
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Zakład
Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.

PRENUMERATA ROCZNA DLA CZŁONKÓW SIMP
WYNOSI 70 ZŁOTYCH

Prenumerata ulgowa:

kwartalna	24 zł
półroczna	48 zł
roczna	96 zł

Przypominamy, że z prenumeraty ulgowej korzystają
członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych, zrze-
szeni w NOT (zamówienia należy składać w kołach za-
kładowych NOT), studenci wyższych uczelni (zamówie-
nia należy składać w kołach naukowych uczelni) oraz
uczniowie szkół zawodowych (zamówienia należy skła-
dać w kołach dydaktyki szkoły).

Советские космические исследования

Начавшееся в Советском Союзе около 20 лет тому назад развитие космических исследований имеет уже богатую историю как орбитальных так и межпланетных полетов а также многочисленные научные достижения. Статья содержит общее освещение направлений советских космических исследований и краткое рассмотрение достигнутых результатов.

LEWANDOWSKI R.

533.6.013.4:533.665

Продольная устойчивость неуправляемой ракеты в баллистическом полете.

В статье проводится анализ продольной динамической устойчивости неуправляемой ракеты — зонда на баллистической траектории. Доказано, что классические формулы применимые в случае самолетов либо планеров непригодны в случае ракет движущихся в неустановившихся условиях на баллистической траектории. Напр., фугоидальное движение в случае ракеты представляет совершенно другую картину чем фугоидальные аспилляции самолета. Исходя из классической теории динамической устойчивости и применяя теорему Сонина приведены условия устойчивости в случае коэффициентов характеристического уравнения, являющихся функцией времени.

BRODZKI Z.

533.652.6 : 629.135.9

Некоторые вопросы связанные с самолетами с укороченной длиной разбега и пробега

В связи с быстрым развитием воздушного транспорта приобретают значение пассажирские самолеты с укороченной длиной разбега и пробега. В статье, рассмотрены важнейшие вопросы, касающиеся приспособлений увеличивающих подъемную силу крыла, подано деление этих приспособлений в зависимости от величины получаемых в результате их применения максимальных коэффициентов подъемной силы. Рассмотрены ограничения применения этих приспособлений вытекающие из ограниченных возможностей увеличения подъемной силы и из уменьшения управляемости самолета при уменьшении его минимальной скорости; для предотвращения уменьшения управляемости применяется управление пограничным слоем и непосредственное использование мощности двигателей для управления самолетом.

MARYNIAK J.

533.6.013.685:629.135.15

Влияние буксирного троса на изменение запаса статической продольной устойчивости планера и самолета-буксировщика

В статье рассмотрен случай буксировки жесткого планера жестким самолетом при помощи тяжелого, буксирного троса гибкого в поперечном и упругого в продольном направлении, нагруженного аэродинамическими силами. Принято, что самолет и планер находятся в вертикальной плоскости согласованной с направлением полета самолета — буксировщика.

GRZEGORZEWSKI J.

536.4:681.14.001

О некоторых возможностях электрического моделирования процессов сгорания.

В статье рассмотрены основы электрического моделирования процессов сгорания. Приводится описание работы электрической модели разработанной Спальдингом и предназначенной к симулированию процессов сгорания в авиационных газотурбинных двигателях. Описана также электрическая модель Вортмэра и рассмотрены результаты проведенных на этой модели исследований различных стабилизаторов пламени. В заключении приводится анализ возможностей использования аналогии между реакцией сгорания и характеристикой термистора для электрического моделирования процессов сгорания.

IGNAS K.

62—253.5:681.142

Расчет максимальной толщины лопатки с помощью электронной вычислительной машины „Одра 1003“

В статье описывается числовой метод определения максимальной толщины лопаток, разработанный в Центре Числовых Расчетов ВСК в Жешове. Приведены также информация о программе по которой производится расчеты на электронной вычислительной машине „Одра 1003“.



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Mgr inż. STEFAN BRAMSKI

619.19 (17)

Radzieckie badania kosmiczne

Zapoczątkowany około 20 lat temu przez sondowania raketowe rozwój badań kosmicznych w Związku Radzieckim ma już bogatą historię zarówno lotów orbitalnych, jak i międzyplanetarnych oraz liczne osiągnięcia naukowe. Tematem artykułu jest szkicowe naświetlenie kierunków radzieckich badań kosmicznych oraz zwięzłe omówienie osiągniętych wyników.

Początki ery kosmicznej

Mamy już poza sobą kilkanaście lat dynamicznego rozwoju badań przestrzeni kosmicznej i zjawiskiem niemal codziennym stały się komunikaty o startach nowych statków kosmicznych. Warto jednak spojrzeć na te badania z perspektywy czasu, aby wprowadzić pewną systematykę i uświadomić sobie główne kierunki pionierskiego okresu podboju Kosmosu. Ograniczymy się do zwięzłego omówienia rozwoju badań kosmicznych prowadzonych w Związku Radzieckim. Warto przy tym pamiętać, że osiągnięcia kosmiczne stanowią w pewnym sensie dorobek ogólnoludzki i terytorialna linia podziału na osiągnięcia radzieckie czy na przykład amerykańskie jest czysto umowna, ponieważ jedne jak i drugie nawzajem się uzupełniają i przez literaturę naukową stają ogólnie dostępne.

Wracając do historii należy stwierdzić, że pierwsze poważne podejście naukowe w dziedzinie techniki raketowej reprezentuje w Rosji Konstanty Ciolkowski (1875—1935), który w pierwszych latach bieżącego stulecia zajmował się analizą mechaniki lotu

rakiety i przewidywał wykorzystanie jej do lotów kosmicznych. W roku 1931 została zorganizowana w Moskwie „Gruppa Izuczenija Reaktywnogo Dwiżenija” kierowana przez S. P. Korolowa, która w roku 1933 opracowała jedną z pierwszych radzieckich rakiet na płynne paliwo GIRD-X, wyposażoną w układ odzyskowy. Po II wojnie światowej w końcu lat czterdziestych zaczynają się pierwsze w Związku Radzieckim sondowania raketowe górnych warstw atmosfery, a od roku 1951 raketowe sondowania meteorologiczne. Prowadzone są również badania biologiczne wpływu warunków kosmicznych na żywe organizmy. W maju 1957 rakietowa badawcza z ładunkiem 2200 kG osiągnęła pułap 212 km, a 4 października został wprowadzony na orbitę pierwszy sztuczny satelita Ziemi „Sputnik-1”. Celem eksperymentu było sprawdzenie rozwiązań technicznych rakiety i satelitnika, sprawdzenie systemu łączności radiowej, badanie równowagi cieplnej wnętrza oraz doświadczalne określenie gęstości górnych warstw atmosfery na podstawie pomiarów zmian parametrów toru. „Sputnik-1” miał kształt kuli o średnicy 58 cm

oraz 4 anteny, masa jego wynosiła 83,6 kg. Wystrzelony został przy użyciu rakiety dwustopniowej, orbita z perigeum 228 km i apogeum 947 km nachylona była do płaszczyzny równika pod kątem 65,1°. Sputnik wyposażony był w dwa nadajniki radiowe, miernik temperatury i źródło zasilania. Spłonął w atmosferze po 92 dobach i wykonaniu 1400 okrążeń.

„Sputnik-2”, w kształcie stożka o długości 1,8 m i średnicy u podstawy 1 m, wystrzelony 3 listopada 1957 r., krążył po orbicie łącznie z ostatnim stopniem rakiety nośnej, masa jego wynosiła 508,3 kg. Badania obejmowały obserwację procesów życiowych w warunkach kosmicznych psa Łajki oraz pomiary promieniowania rentgenowskiego i ultrafioletowego.

„Sputnik-3” wystartował 15 maja 1958 r., miał kształt stożka i masę 1327 kg. Krążył po orbicie eliptycznej 221—1881 km i spłonął w atmosferze 6 kwietnia 1960 r. po wykonaniu 10 037 okrążeń. Celem eksperymentu było badanie górnych warstw atmosfery i okołozemskiej przestrzeni kosmicznej. Na pokładzie zainstalowany był bogaty zestaw

aparatury naukowej oraz eksperymentalna bateria słoneczna zasilająca jeden z dwóch nadajników radiowych.

Równocześnie z lotami pierwszych sztucznych satelitów Ziemi prowadzone były badania meteorologiczne, geofizyczne i biologiczne przy użyciu rakiet sondujących. W roku 1959 dalsze obszary Kosmosu badano przy wykorzystaniu trzech kolejnych sond księżycowych typu Łuna.

Wyniki wstępnych badań przestrzeni kosmicznej

W wyniku eksperymentów kosmicznych zrealizowanych w latach 1957—1959 określono w przybliżeniu charakterystyki górnych warstw atmosfery. Badano zjawiska zachodzące w jonosferze oraz zlokalizowano wstępnie obszary intensywnego promieniowania. Gęstość atmosfery obliczana była na podstawie obserwacji torów, mierzona manometrami i oceniana na podstawie prędkości rozprzestrzeniania się sztucznego obłoku sodowego. Rozbieżności wyników uzyskanych różnymi metodami były dosyć duże, niemniej jednak wykryto 5 podstawowych typów zmian parametrów atmosfery:

- 1) zmiany dobowe wynikające z nierównomiernego dopływu energii słonecznej. Różnice temperatur w ciągu dnia i nocy sięgają w termosferze 30%, gęstość natomiast zmienia się od 1,5 do 2 razy na wysokości 200 km i od 5 do 8 razy na wysokości 500—600 km;
- 2) zmiany związane ze zmianami aktywności Słońca, a głównie intensywności promieniowania ultrafioletowego. Przyrosty krótkookresowe mają cykl rzędu kilku obrotów Słońca (1 obrót trwa 25 dob), długookresowe mają cykl 11-letni, zgodny z pojawianiem się plam na Słońcu;
- 3) zmiany półroczne o zasięgu globalnym spowodowane są aktywnością geomagnetyczną, maksymalną w kwietniu i październiku a minimalną w styczniu i lipcu;
- 4) zmiany związane z zaburzeniami pola magnetycznego, wzrost temperatury zaczyna się w kilka godzin po wystąpieniu zakłóceń magnetycznych;
- 5) zmiany gęstości związane z szerokością geograficzną. W kierunku biegunów gęstość wzrasta, na kilkaset kilometrów różnice sięgają 30%. Znacznie mniej zbadane są zmiany składu atmosfery na dużych wysokościach, badano je głównie przy użyciu rakiet sondujących. Stwierdzono, że od wysokości 100—120 km

zaczyna się dyfuzyjny podział gazów. Do wysokości 200—250 km dominującym składnikiem jest azot (N_2). W miarę wzrostu wysokości wzrasta względna koncentracja atomowego tlenu, który powstaje przez dysocjację tlenu cząsteczkowego pod wpływem ultrafioletowego promieniowania Słońca i na wysokości 250—300 km staje się on podstawowym składnikiem. Od wysokości 500—600 km w latach wzmóżonej aktywności słonecznej i od 1000—1500 km w okresie osłabionej aktywności atmosfera staje się helowo-wodorowa. Warstwę z helem jako podstawowym składnikiem obserwuje się tylko w latach wzmóżonej aktywności. Najwyższe warstwy atmosfery złożone są z atomowego wodoru, a jego koncentracja ze względu na łatwość dyspersji z atmosfery nie jest związana z cyklem słonecznym.

Radzieckie badania jonosfery przyniosły bogaty materiał dotyczący lokalizacji, składu jonowego oraz charakteru zmienności warstw zjonizowanych: D , E , F_1 i F_2 , mających duże znaczenie w propagacji fal radiowych.

Bardzo duże znaczenie dla załogowych lotów kosmicznych miały badania obszarów o wysokiej intensywności promieniowania, wykrytych po raz pierwszy przez satelitę amerykańskiego „Explorer”-1. Naładowane cząsteczkami promieniowania kosmicznego poruszające się wzdłuż linii ziemskiego pola magnetycznego charakteryzują się bardzo wysoką energią. Energia protonów osiąga kilkaset MeV, a średnia energia elektronów jest rzędu 100 keV.

Załogowe loty kosmiczne

Od roku 1960 w Związku Radzieckim zaczynają się próby statków kosmicznych nazwanych „Korablami”, które mają na celu przygotowanie lotów załogowych. Opracowana została trójstopniowa rakietka nośna „Wostok”. Pierwszy stopień rakiety stanowiły cztery silniki RD-107 na paliwo płynne o ciągu 102 t każdy, stopień drugi i trzeci miały pojedyncze silniki. Skonstruowana została również sterowana w orientacji przestrzennej kabina kosmiczna ze złożonym układem regulacji mikroklimatu. Sterowanie ręczne odbywało się według orientatora optycznego „Wzor” zamocowanego na jednym z trzech iluminatorów kabiny. Zmiany orientacji przestrzennej statku pilot uzyskiwał przez wychylenia drążka. Prędkość kątową ruchu była propor-

cjonalna do wychyleń drążka. Moment sterujący wytwarzały małe silniczki rakietowe. Układ sterowania automatycznego oparty był na giroskopach, namierniku optycznym śledzącym położenie Słońca oraz wliczniku elektronowym wypracowującym sygnał sterujący. Specjalny wskaźnik w postaci globusa o dwu stopniach swobody wskazywał pilotowi aktualne położenie geograficzne oraz miejsce lądowania w przypadku włączenia silnika hamującego. Automatyczny układ dawkowania i regeneracji powietrza zapewniał pochłanianie dwutlenku węgla, nadmiaru wilgoci i szkodliwych domieszek, podtrzymywał stałą wilgotność i temperaturę oraz wydzieliał niezbędną ilość tlenu. Możliwe było również sterowanie ręczne układem. Obliczeniowy czas pracy wynosił 12 dob.

Od 15 maja 1960 r. do 25 marca następnego roku zrealizowano 5 próbnych lotów nowego statku, ale jeszcze bez załogi, w celu sprawdzenia sprawności działania całego złożonego systemu technicznego i organizacyjnego składającego się na pozytywny wynik eksperymentu kosmicznego. W przypadku „Korabli” 1 i 3 wskutek wadliwego działania układu sterowania lądowanie nie nastąpiło i statki spłonęły w atmosferze. Dzień 12 kwietnia 1961 r. stał się historycznym dniem startu pierwszego astronauty *J. Gagarina*. Masa statku wynosiła 4725 kg, perigeum orbity 181 km, apogeum 327 km. Lądowanie nastąpiło po jednym okrążeniu Ziemi. „Wostok”-2 (2.08.61) pilotowany przez Titowa lądował po 25 godz. i 18 minutach lotu, mając za sobą 17 okrążeń. W sierpniu 1962 r. Nikołajew i Popowicz dokonali na kolejnych „Wostokach” 3 i 4 pierwszego lotu grupowego. Kabiny zbliżyły się na odległość 5 km i przez 3 doby krążyły w pobliżu siebie. Punkty lądowania oddalone były o 200 km. Podobny lot grupowy powtórzyli w czerwcu 1963 r. Bykowski i pierwsza w świecie kobieta kosmonautka *Nikołajewa-Tiereszkowa*. Bykowski na statku „Wostok”-5 przebywał w Kosmosie 119,4 godz., Tiereszkowa na „Wostoku”-6 przebywała 70,8 godz. Tory lotu „Wostoków” były tak dobrane, że po 10 dobach następowałoby samoistne wejście w atmosferę i nawet w przypadku awarii silnika hamującego lądowanie miało szanse powodzenia. Wszyscy astronauta latający na „Wostokach” lądowali niezależnie od kabiny. Na wysokości 7000 m otwierał się właz i pilot wraz z fotelem katapultował się. Na wysokości 4000 m fotel oddzielał się i

astronauta w skafandrze lądował na spadochronie wraz z przywiązaniem na 15-metrowej linie wyposażeniem awaryjnym, przygotowanym na wypadek lądowania w nieprzewidywanym obszarze geograficznym. W skład tego wyposażenia wchodziły środki sygnalizacji i łączności, zapas wody i żywności, apteczka, mapy, nadmuchiwana łódka i sprzęt obozowy. Wyniki pierwszych lotów załogowych potwierdziły możliwość długotrwałego przebywania i pracy człowieka w warunkach kosmicznych i w stanie nieważkości. Zaobserwowane procesy odwapniania organizmu oraz pewne zaburzenia układu równowagi nie pociągały za sobą groźnych dla zdrowia zmian nieodwracalnych.

12 października 1964 wystartował statek kosmiczny nowego typu „Woschod”-1. Załogę stanowili pilot *Komarow*, pracownik naukowy *Fieoktisow* i lekarz *Jegorow*. Statek o masie 5320 kg wyniesiony został na orbitę przez 7-silnikową rakietę o ciągu 650 t. Apogeum orbity wynosiło 409 km, a więc uzyskiwana wysokość przekraczała osiąganą dotychczas przez „Wostoki”. Załoga odbywała lot bez skafandrów w ubraniach sportowych, co znacznie ułatwiało pracę. Zdublowany układ hamujący zabezpieczał niezawodne wejście w atmosferę. Na wysokości 5 km przy prędkości 220 m/sek otwiera się spadochron, a w pobliżu ziemi działa dodatkowy układ hamujący zmniejszający prędkość przyziemienia niemal do zera. Kabina przystosowana jest również do lądowania na morzu.

„Woschod”-2 wystartował 18 marca 1965 r. z astronautami *Bielajewem* i *Leonowem*. Był to statek o nieco innej konstrukcji, miał bowiem służyć umożliwiająca wyjście w przestrzeń kosmiczną bez rozhermetyzowania kabiny. W czasie tego lotu *Leonow* opuściłabinę i przez około 10 minut przebywał w otwartej przestrzeni kosmicznej chroniony jedynie przez skafander; ze statkiem połączony był liną.

Lot następnego typu statku załogowego „Sojuz”-1, który wystartował 23 kwietnia 1967 r., zakończył się w końcowej fazie tragiczną śmiercią doświadczanego astronauty *W. Komarowa*.

Seria „Kosmos”

16 marca 1962 r. Akademia Nauk ZSRR ogłosiła szeroki program badań kosmicznych obejmujących rozpoznanie stanu górnych warstw at-

mosfery, pola elektrycznego i magnetycznego promieniowania, badania nowych systemów aparatury naukowej, doświadczenia medyczno-biologiczne oraz badania meteorytów. Liczba satelitów badawczych serii „Kosmos” realizujących ten program już na początku br. przekroczyła 200. Masa „Kosmosów” waha się od kilkuset kilogramów do kilku ton. Wystrzeliwane są przy użyciu rakiet dwu, trzy i czterostopniowych. Nie raz jedna rakietę wynosi na orbitę kilka satelitów, jak na przykład 16 lipca 1965 r. było ich aż 5, o kolejnej numeracji „Kosmos” 71...75. Niektóre z „Kosmosów” wystrzeliwane były na orbity przewidywane dla lotów załogowych. „Kosmos”-7 poprzedzał loty *Nikołajewa* i *Popowicza*, „Kosmos”-18 loty *Bykowskiego* i *Tiereszkowej*. „Kosmosy” 47 i 155 loty statków „Woschod”-1 i „Sojuz”-1, a „Kosmosy” 3 i 5 badają promieniowanie korpuskularne, 6, 17 i 19 promieniowanie kosmiczne. „Kosmos”-23 służył do badania układu stabilizacji i orientacji przestrzennej korpusu satelity. „Kosmosy” 26 i 49 mierzą natężenie pola magnetycznego, 45 i 51 badają rozkład widma na nowej stronie nieba. „Kosmos”-110 w dniach od 22 lutego do 16 marca 1966 r. realizuje badania biologiczne w pasach radiacji (orbita 187—904 km), zwierzęta doświadczalne — psy *Wietierok* i *Ugoliok* — po zakończeniu badań zostają sprowadzone na Ziemię. „Kosmosy” 122, 144 i 156 realizują program obserwacji meteorologicznych. Dwa ostatnie obiegają Ziemię po orbitach biegunowych (625, 630 km) z przesunięciem sześciu godzin i tworzą system „Meteor”. W ciągu 24 godzin zbierana jest informacja meteorologiczna z 60% powierzchni Ziemi. Powszechną uwagę zwróciły na świecie loty „Kosmosów” 186 i 188, które 30 października 1967 r. dokonały automatycznego spotkania i połączenia na orbicie.

Statki orbitalne

W celu przebadania techniki korekcji torów lotów w latach 1963—64 wystrzelone były dwa statki manewrujące „*Poliot*”-2, które wielokrotnie zmieniały swoje orbity.

Do badania procesów fizycznych zachodzących równocześnie w dwóch różnych punktach przestrzeni wykorzystane były statki „*Elektron*”-1 (408—7100 km) i „*Elektron*”-2 (460—68 200 km) wyprowadzone na dwie różne orbity (30.I.1964 r.) przy uży-

ciu jednej rakiety nośnej. Dwie następne stacje „*Elektron*”-3 i „*Elektron*”-4 wystartowały 11 lipca 1964 r. Badania obejmowały procesy fizyczne zachodzące w okołoziemskich pasach radiacji, pomiary ziemskiego pola magnetycznego, rozchodzenie się fal radiowych, rentgenowskie promieniowanie Słońca, jonowy skład atmosfery oraz cząsteczki o wysokiej energii pochodzące z pierwotnego promieniowania kosmicznego.

W latach 1965—66 odbyły się trzy loty superciężkich stacji orbitalnych typu „*Proton*” o masie 12 200 kg. Stacje te wyposażone były w aparaturę do badania cząstek kosmicznych wysokiej i bardzo wysokiej energii, rzędu 10^{10} — 10^{14} eV, składu chemicznego cząstek promieniowania, analizy spektralnej promieniowania pochodzenia kosmicznego oraz widma energii elektronów pochodzenia galaktycznego. Ogółem przekazywano 180 parametrów. Bloki elektronowe zawierały ponad 4100 tranzystorów i 4500 diod półprzewodnikowych.

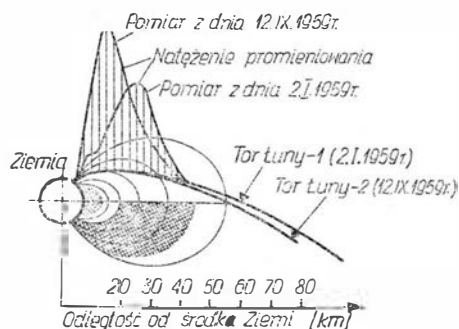
Kosmiczna stacja transmisyjna

Od kwietnia 1965 r. mniej więcej w odstępach półrocznych wystrzeliwany jest w Związku Radzieckim satelita telekomunikacyjny typu „*Mołnia*”-1, który ma wydłużoną orbitę eliptyczną nachyloną pod kątem 65° do płaszczyzny równika, perigeum położone jest nad półkulą południową na wysokości rzędu 460 km, apogeum nad półkulą północną na wysokości około 40 000 km. Duża wysokość zapewnia szerokie pole widzenia obejmujące równocześnie cały obszar Związku Radzieckiego. Okres obiegu wynosi około 12 godzin, a w tym, dzięki przyjętej orbicie, satelita znajduje się około 10 godzin nad półkulą północną. Satelity „*Mołnia*”-1 tworzą system łączności telegraficznej, radiotelefonicznej i telewizyjnej na całym obszarze objętym siecią nadawczo-odbiorczych stacji naziemnych. Eksperymentalnie przekazywane były obrazy telewizji kolorowej Paryż—Moskwa. Na jednym z satelitów „*Mołnia*”-1 zamocowane były kamery telewizyjne przekazujące obraz Ziemi.

Badania Księżyca, Wenus i Marsa

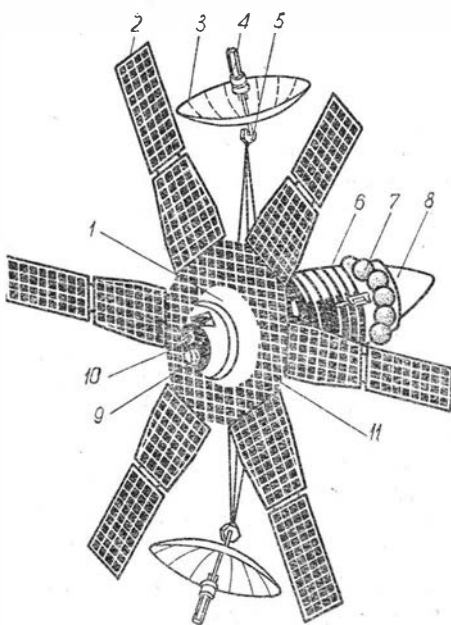
Druga prędkość kosmiczna (11,2 km/sek) osiągnięta została po raz pierwszy przez sondę kosmiczną „*Łuna*”-1 wysłaną 2 stycznia 1959 r. w kierunku Księżyca (masa 361,3 kg). Stała się ona pierwszym sztucznym

satelitą Słońca. Powierzchnię Księżyca osiągnęła „Łuna”-2, natomiast „Łuna”-3 w październiku 1959 r. przesłała zdjęcia odwrotnej strony Księżyca. W latach 1963—1965 loty badawcze realizują „Łuny” od 4 do 8, odznaczające się masą rzędu



Rys. 1. Tory „Łuny”-1 i „Łuny”-2 na tle sił ziemskiego pola magnetycznego i wyniki pomiarów natężenia promieniowania

1,5 t, a więc większą od trzech poprzednich. Pierwszego miękkiego lądowania i przesłania panoramy Księżyca dokonała „Łuna”-9; masa części lądującej wynosiła 100 kg. „Łuna”-10 o masie 245 kg stała się pierwszym sztucznym satelitą Księżyca. Realizowała ona pomiary promieniowania, magnetyzmu i gęstości mikrometeorów. W grudniu 1966 r. „Łu-



Rys. 2. Satelita telekomunikacyjny „Mołnia”-1:

1 — hermetyczny kadłub, 2 — krzemowa bateria słoneczna, 3 — wąskokierunkowa antena paraboliczna, 4 — czujnik orientacji anteny w kierunku Ziemi, 5 — serwowymechanizm napędu anteny, 6 — radiator-ochładzacz, 7 — zapas. materiału pędnego do mikrokorekcji, 8 — slinik korekcyjny, 9 — czujnik orientacji do przeprowadzania korekcji, 10 — czujnik orientacji słonecznej, 11 — tarcza nagrzewacza

na”-13 po 80 godzinach lotu wylądowała w wybranym rejonie Oceanu Burz i oprócz panoramy Księżyca przekazała wyniki pomiarów fizyko-mechanicznych właściwości gruntu. Stwierdzono, że na powierzchni zalega warstwa porowatego materiału mineralnego, złożonego z ziaren i granul o gęstości 0,8 g/cm³.

Badania planet układu słonecznego Wenus i Marsa prowadzone są w Związku Radzieckim od roku 1961 przy użyciu sond międzyplanetarnych typu „Wieniera”, „Zond”, i „Mars” o masach rzędu 1000 kg. Na szczególną uwagę zasługuje lot sondy „Wieniera”-4 o masie 1106 kg, która w lipcu 1967 r. podjęła próbę lądowania przy wykorzystaniu spadochronowego układu odzyskowego. Badania bliższych i dalszych obszarów przestrzeni kosmicznej nagromadziły szereg interesujących obserwacji naukowych. Stwierdzono na przykład oddziaływanie wiatru słonecznego (strumienia plazmy o koncentracji 0,3 — 100 cząsteczek/cm³) na deformację magnetosfery ziemskiej. W pobliżu Księżyca wykryto zagęszczenie mikrometeorów do około 5×10^{-3} uderzeń na m² na sek, co znacznie przekracza średnią w przestrzeni międzyplanetarnej. Wykorzystanie sztucznych satelitów umożliwiło rozwiązanie szeregu problemów geodezyjnych oraz dokładniejsze określenie kształtu Ziemi.

Uwagi końcowe

Z dokonanego szkicowo zestawienia radzieckich badań kosmicznych widać, jaki ogromny postęp naukowy i techniczny dokonany został w tym kraju w ciągu ostatnich kilkunastu lat. Podstawą osiągnięć były niewątpliwie duże nakłady finansowe na przemysł raketowo-kosmiczny i wprowadzenie naukowych metod organizacji pracy. Pozytywne wyniki tak skomplikowanych przedsięwzięć,

jak eksperymenty kosmiczne, wymagały stworzenia mechanizmów, które umożliwiały typowanie na kierownicze stanowiska ludzi najzdolniejszych o właściwych kompetencjach fachowych. Jednym z przodujących uczonych i organizatorów techniki raketowo-kosmicznej był akademik S.P. Korolew. Całość osiągnięć jest jednak zdobytą zbiorowym wysiłkiem umysłu i rąk wielu tysięcy uczonych, inżynierów i robotników. Efekty gospodarcze uzyskane dzięki badaniom kosmicznym w chwili obecnej na pewno jeszcze nie kompensują wydatków, niemniej jednak stanowią potężną dźwignię rozwoju wszystkich dziedzin techniki.

Literatura

1. Tichonrawow M. K., Rauszenbach B. W. i inni: „Dziesiąt lat issledowanija Kosmosa w SSSR”, Kosmicheskie issledowanija, t. 5, nr 5 z 1967 r.
2. Wakulow P. W., Gorczakow E. W., Łogaczew J. I.: „Radiacjonnyje pojasa Ziemi po issledowanijach na sowietskich iskustwiennych sputnikach i kosmicheskich raketach w 1957—1959 gg”. Kosmicheskie Łuczki, nr 5 z 1965 r.
3. Grzegorzewski J.: „Kosmiczna dziesięciolatka”, Biuletyn Informacyjny Instytutu Lotnictwa, nr 6 z 1967 r.
4. Czierkasow I. I., Kiemurdżian A. Ł. i inni: „Opriedielenie plotnosti i miechanicheskoj procznosti powierzchnostnogo sloja łunного grunta w miestie posadki awtomaticheskoj łunnoj stanciji „Łuna”-13, Kosmicheskie issledowanija, t. 5, nr 5 z 1967 r.
5. Gringauz K. I., Biebrukich W. W., Mustanow Ł. S.: „Nabludienija solniecznogo wietra s pomoszczu miežplanietnoj stanciji „Wieniera”-3, Kosmicheskie issledowanija, t. 5, nr 2 z 1967 r.
6. Pierwyje kosmicheskie polioty czielowika. Pod red. N. M. Sisukiana i W. I. Jazdowskiego, Moskwa 1963.
7. Astronomiczeskij Kaliendar 1967, Moskwa 1966.
8. Dziesiąt lat kosmicheskich issledowanij, 1967 r.

Prenumeratę

TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

Zakład Kolportażu WCT NOT
W-wa, ul. Mazowiecka 12

Stateczność podłużna rakiety niekierowanej w locie balistycznym

W artykule analizowana jest podłużna stateczność dynamiczna niekierowanej rakiety-sondy na torze balistycznym. Wykazano, że klasyczne wzory stosowane w przypadku samolotów czy szybowców nie są przydatne w przypadku rakiet poruszających się w nieustalonych warunkach na torze balistycznym. Np. ruch fugoidalny w przypadku rakiety ma zupełnie inny obraz niż oscylacje fugoidalne samolotu. Wychodząc z klasycznej teorii stateczności dynamicznej i stosując twierdzenie Sonina podano warunki stateczności w przypadku współczynników równania charakterystycznego będących funkcją czasu.

Stateczność ruchu jest jednym z ważniejszych zagadnień, na które trzeba zwrócić uwagę podczas projektowania i przeprowadzania prób wszelkich statków poruszających się w powietrzu, a więc i rakiet. W artykule rozważania będą ograniczone do rakiet — sond, które poruszają się w dużym zakresie prędkości i wysokości lotu po torach pionowych, przy czym nie mają one układu sterowania ani też sztucznej stabilizacji. Stateczność własna (aerodynamiczna) jest więc w tym przypadku głównym czynnikiem zapewniającym prawidłowość lotu. Zakłócenia ruchu mogą być spowodowane wpływami atmosferycznymi (porywy wiatru), oddziaływaniem stopni rakiety przy ich rozdzielaniu się (nieprawidłowym) względnie innymi przyczynami. Stateczność lotu jest klasycznym zagadnieniem w technice lotniczej, jednakże znane (samolotowe) wzory nie mogą być stosowane w przypadku rakiet z racji innych założeń, jakie tu obowiązują. Dlatego też wychodząc z podstawowych równań ruchu będą wyprowadzone wzory uwzględniające specyfikę ruchu rakiety.

Klasyczna teoria podłużnej stateczności dynamicznej statku latającego

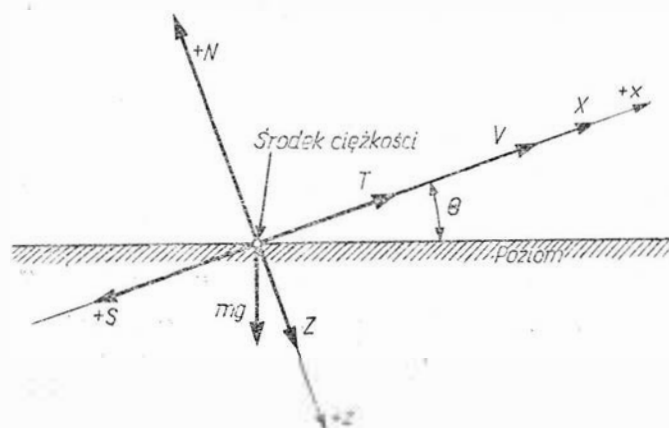
Równanie klasyczne

Przyjmuje się, że rakieta nie wykonuje ruchu wirowego względem swej osi podłużnej, rozważany więc będzie ruch płaski w płaszczyźnie pionowej. Zostaje przyjęty układ odniesienia (rys. 1), w którym kierunek osi $O-x$ pokrywa się z wypadkową prędkością lotu V_c w chwili początkowej (czyli dla $t=0$). Zwroty sił zewnętrznych: siły normalnej do toru lotu N i stycznej S są przeciwne do kierunków $+z$ i $+x$. Θ jest kątem toru liczonym od poziomu. Rozpatrując równowagę sił w kierunku osi $O-x$ oraz $O-z$ i równowa-

gę momentów względem środka ciężkości otrzymuje się następujące równania:

$$\begin{aligned} X - mg \sin \Theta &= m(\dot{v} + QW) \\ Z + mg \cos \Theta &= m(\dot{W} - QU) \\ M &= B_z Q \end{aligned} \quad (1)$$

Siła X jest sumą siły oporu aerodynamicznego i ciąż-



Rys. 1. Układ odniesienia i zwroty sił

gu zespołu napędowego. Przyjmując, że w pewnej chwili ruch zostaje zakłócony, poszczególne parametry ruchu doznają małych zmian, a mianowicie:

$$\begin{aligned} U &= u_0 + u & X &= X_0 + \Delta X \\ W &= w_0 + w & Z &= Z_0 + \Delta Z \\ Q &= q_0 + q & M &= M_0 + \Delta M \\ \Theta &= \theta_0 + \theta \end{aligned} \quad (2)$$

Wartości parametrów w chwili początkowej są oznaczone indeksem „0” i do tej chwili ruch jest ustalony i bez obrotu wokół środka ciężkości ($q_0 = 0$). Wprowadzając do równań (1) zakłócone wielkości wg (2) i odej-

mując stronami równania dla ruchu niezakłóconego, otrzymuje się następujące równania opisujące ruch rakiety po zakłóceniu:

$$\begin{aligned}\Delta X - mg \cos \vartheta_0 &= mu \\ \Delta Z - mg \sin \vartheta_0 &= m(w - qu_0) \\ \Delta M &= Bq\end{aligned}\quad (3)$$

Przyjmując, że siły i momenty aerodynamiczne są odpowiednimi funkcjami zmiennych parametrów u, w oraz q :

$$\begin{aligned}\Delta X &= X_u u + X_w w \\ \Delta Z &= Z_u u + Z_w w \\ \Delta M &= M_u u + M_q q\end{aligned}\quad (4)$$

otrzymuje się po uporządkowaniu:

$$\begin{aligned}m\dot{u} - X_u u - X_w w + (mg \cos \vartheta_0) \vartheta &= 0 \\ -Z_u u + m\dot{w} - Z_w w - [mu_0 q - (mg \sin \vartheta_0) \vartheta] &= 0 \\ M_u u + (M_q q - B\dot{q}) &= 0\end{aligned}\quad (5)$$

Odpowiednie pochodne obliczono w następujący sposób:

$$\begin{aligned}X_u &= \left(c_{x0} q S u_0 + \frac{1}{2} \rho u_0^2 S c_{xu} \right) 2u \\ c_{xu} &= \left[\frac{\partial c_x}{\partial \left(\frac{u}{u_0} \right)} \right]_0 \\ X_w &= \rho u_0^2 S c_{wx} u \\ c_{wx} &= \left(\frac{\partial c_x}{\partial \alpha} \right)_0 \\ Z_u &= c_{z0} q S u_0 2u \\ Z_w &= \rho u_0^2 S c_{z\alpha} u \\ c_{z\alpha} &= \left(\frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \right)_0 \\ M_w &= \rho u_0^2 S l c_{m\alpha} u \\ c_{m\alpha} &= \left(\frac{\partial c_m}{\partial \alpha} \right)_0 \\ M_q &= \rho u_0^2 S l t^* c_{mq} \dot{q} \\ c_{mq} &= \frac{1}{t^*} \left(\frac{\partial c_m}{\partial q} \right)_0\end{aligned}\quad (6)$$

Po wprowadzeniu do równań (5) wielkości wg (6) i stosując operator $D = \frac{d}{dt}$, przy czym czas „aerodynamiczny” $\frac{1}{t} = \frac{t}{t^*}$, gdzie $t^* = \frac{1}{u_0}$ jest jednostką czasu „aerodynamicznego”, oraz oznaczając $\frac{w}{u_0} = \alpha$, $\frac{u}{u_0} = u$, $qt^* = q$ i wprowadzając względną gęstość rakiety $\mu = \frac{m}{\rho S l}$ oraz względny promień bezwładności $i_B = \frac{B}{\rho S l^3}$, przyjmując zgodnie z definicją $Z_0 = -N_0$ oraz $X_0 = -S_0$ otrzymuje się po odpowiednich podstawieniach równania w postaci bezwymiarowej:

$$\begin{aligned}\left[D - (2c_{x0} + c_{xu}) \right] u - c_{x\alpha} \alpha + c_{N0} \vartheta &= 0 \\ 2c_{N0} u + (D - c_{z\alpha}) \alpha - (D - c_{x0}) \vartheta &= 0 \\ c_{m\alpha} \alpha + (c_{mq} D - D^2) \vartheta &= 0\end{aligned}$$

Przyjmując, że ogólne rozwiązania tego układu równań różniczkowych mają postać:

$$u = u_1 e^{\lambda t} \quad \alpha = \alpha_1 e^{\lambda t} \quad \vartheta = \vartheta_1 e^{\lambda t} \quad (8)$$

przy czym $e^{\lambda t} \neq 0$, po podstawieniu otrzymuje się układ równań analogiczny do (7) z tym, że zamiast λ występuje λ a zamiast u, α i ϑ odpowiednio $u_1, \alpha_1, \vartheta_1$. Ponieważ układ równań (7) jest układem jednorodnym, to warunkiem rozwiązania nietrywialnego jest zerowanie się poniższego wyznacznika:

$$\begin{vmatrix} \lambda - (2c_{x0} + c_{xu}) & -c_{x\alpha} & c_{N0} \\ 2c_{N0} & \lambda - c_{z\alpha} & -\lambda + c_{x0} \\ 0 & c_{m\alpha} & c_{mq}\lambda - \lambda^2 \end{vmatrix} = 0 \quad (9)$$

W wyniku rozwiązania tego wyznacznika otrzymuje się równanie algebraiczne czwartego stopnia względem:

$$\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0 \quad (10)$$

przy czym B, C, D oraz E równają się odpowiednio:

$$\begin{aligned}B &= -c_{mq} - (c_{z\alpha} + 2c_{x0} + c_{xu}) \\ C &= c_{z\alpha} c_{mq} - c_{m\alpha} + c_{z\alpha} (2c_{x0} + c_{xu}) + c_{x\alpha}^2 c_{N0} + \\ &\quad + (2c_{x0} + c_{xu}) c_{mq} \\ D &= -c_{mq} [2c_{N0} c_{x\alpha} + c_{z\alpha} (2c_{x0} + c_{xu}) + \\ &\quad + c_{m\alpha} (3c_{x0} + c_{xu})] \\ E &= -c_{m\alpha} [2c_{N0}^2 + c_{x0} (2c_{x0} c_{xu})]\end{aligned}\quad (11)$$

Klasyczne warunki stateczności dynamicznej to:

$$B > 0, C > 0, D > 0, E > 0 \quad (12)$$

oraz wyróżnik Routha:

$$BCD - D^2 > B^2 E.$$

Równanie (10) może być rozwiązane np. metodą analityczno-graficzną, co jest nieco kłopotliwe. Można postąpić również w inny sposób, mianowicie zamiast równania wysokiego stopnia można otrzymać dwa równania drugiego stopnia, których rozwiązanie nie nastrocza już żadnych trudności.

Otóż wychodząc z równań (7) można dokonać rozdziału wahań fugoidalnych i wahań krótkookresowych, opierając się na następujących charakterystykach tych ruchów:

a) wahania fugoidalne zachodzą praktycznie przy stałym kącie natarcia (czyli $\alpha = 0$), zaś równanie momentów jest zawsze tożsamościowo spełnione,

b) wahania krótkookresowe zachodzą praktycznie przy stałej prędkości lotu (czyli $u = 0$), a równanie sił stycznych jest zawsze tożsamościowo spełnione.

W praktyce lotniczej wartości liczbowe wyrażeń B, C, D oraz E są zwykle tego rzędu, że otrzymuje się dwie pary pierwiastków zespolonych równania (10), przy czym wielkość jednej pary (wahania fugoidalne) jest znacznie większa od wielkości drugiej pary (wahania krótkookresowe), co uzasadnia dokonanie rozdziału.

Wahania fugoidalne

Stosując warunek według a/ otrzymuje się z równań (7):

$$\left[\lambda - (2c_{x0} + c_{xu}) \right] u + c_{N0} \vartheta = 0 \quad (13)$$

$$2c_{N0}u - (\lambda - c_{x0}) \vartheta = 0$$

Obliczając odpowiedni wyznacznik (równania są jednorodne) otrzymuje się równanie drugiego stopnia:

$$\lambda^2 - (3c_{x0} + c_{xu})\lambda - (2c_{x0} + c_{xu})c_{x0} + 2c_{N0} = 0 \quad (14)$$

Jego pierwiastki są:

$$\lambda_{1,2} = n \mp i\omega \quad (15)$$

przy czym:

$$n = -\frac{3c_{x0} + c_{xu}}{2} = \frac{1}{2} \left(c_{T0} - 3c_{S0} - M_0 \frac{\partial c_S}{\partial M} \right) \quad (16)$$

$$\omega = \frac{1}{2} \sqrt{8c_{N0}^2 - (c_{x0} + c_{xu})^2} = \frac{1}{2} \sqrt{8c_{N0}^2 - \left(c_{T0} + c_{S0} + M_0 \frac{\partial c_S}{\partial M} \right)^2} \quad (17)$$

Warunkiem tłumienia wahań jest $n < 0$. Ze wzoru (16) widać, że warunek tłumienia może być łatwo spełniony dla lotu ślizgowego $c_{T0} = 0$. Jest tu wprowadzie możliwość rozbieżności, czyli $n > 0$, gdyby — $\left| \frac{\partial c_S}{\partial M} \right| > \frac{3c_{x0}}{M}$, co może się trafić bezpośrednio dla $M > 1$, praktycznie to jednak nie zachodzi. Łatwo natomiast o rozbieżność, gdy wartość c_{T0} jest znaczna, co towarzyszy lotowi skośnemu pod bardzo dużym kątem ϑ_0 .

Warunek oscylacji to:

$$8c_{N0}^2 - (c_{x0} + c_{xu})^2 > 0$$

Może on być łatwo spełniony, gdy obiekt leci na dostatecznie dużym kącie natarcia, gdy lot jest wznoszący, to powyżej pewnego kąta ϑ_0 wartość c_{T0} może być już tak duża, że wyrażenie podpierwiastkowe stanie się ujemne i ruch będzie aperiodyczny.

Dla wyraźniejszego zestawienia wniosków warto

przyjąć, że $M_0 \frac{\partial c_S}{\partial M} = 0$, co w praktyce nie jest założeniem zbyt odległym, to można otrzymać bezpośrednie związki pomiędzy kątem toru ϑ_0 a wartością

$d = \frac{c_{N0}}{c_{S0}}$, czyli „lotnością” statku latającego (doskonałość

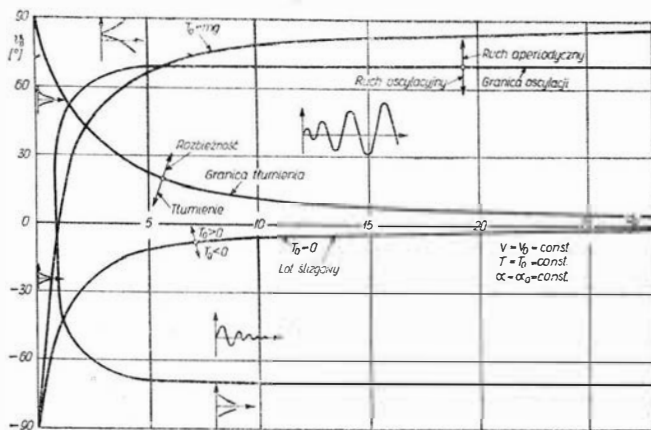
aerodynamiczna $d = \left(\frac{c_{N0}}{c_{S0}} \right)_{\max}$. Wtedy warunek tłumienia przybiera postać:

$$\operatorname{tg} \vartheta_0 < \frac{2}{d} \quad (18)$$

a warunek oscylacji:

$$\operatorname{tg} \vartheta_0 < 2\sqrt{2 - \frac{2}{d}} \quad (19)$$

Pamiętając, że warunek lotu ślizgowego $\operatorname{tg} \vartheta_0 = -\frac{1}{d}$ można sporządzić wykres o współrzędnych ϑ_0 oraz d (rys. 2), na którym mogą być bardzo poglądowo zaznaczone pola odpowiadające określonym charakterystykom stateczności statku latającego. Ruch oscylacyjny zachodzi, gdy d jest większe od 0,7, zaś



Rys. 2. Charakterystyka ruchów fugoidalnych statku latającego w zależności od kąta toru ϑ_0 oraz lotności statku d .

kąt toru ϑ_0 nie przekracza — biorąc w przybliżeniu — 70° , poza tymi granicami ruch jest aperiodyczny. W locie opadającym zachodzi zawsze tłumienie początkowego zaburzenia ruchu, w locie poziomym tak samo, w locie wznoszącym im lotność jest większa, tym na mniejszej wartości kąta toru zachodzi już rozbieżność; dla bardzo małych lotności tłumienie zaburzeń ruchu ma miejsce nawet na bardzo stromych torach, dopiero w pionowym wznoszeniu zostaje osiągnięta granica rozbieżności.

Przy założeniu $M_0 \frac{\partial c_S}{\partial M} = 0$, wykorzystanym wyżej pierwiastki równania (14) przybierają wartości:

$$n = \frac{3c_{x0} + c_{xu}}{2} = t_2^* \frac{g}{u_0} \left(\sin \vartheta_0 - 2 \frac{\cos \vartheta_0}{d} \right) \quad (20)$$

$$\omega = \frac{1}{2} \sqrt{8c_{N0}^2 - (c_{x0} + c_{xu})^2} = t^* \frac{g}{2u_0} \sqrt{8 \cos^2 \vartheta_0 - \left(2 \frac{\cos \vartheta_0}{d} + \sin^2 \vartheta_0 \right)} \quad (21)$$

Przy analizowaniu lotu pionowego zamiast wyrażenia $\frac{\cos \vartheta_0}{d} = \left(\frac{S_0}{Q} \right)$ należy stosować $\frac{S_0}{Q}$, gdyż wyrażenie $\frac{\cos \vartheta_0}{d}$ daje wartość nieokreśloną. Długość okre-

su oscylacji T , czas zmniejszenia się początkowej amplitudy zakłócenia do połowy $t_{\frac{1}{2}}$ oraz liczba okresów

do zmniejszenia się amplitudy początkowej zakłócenia do połowy $N_{\frac{1}{2}}$ wyrażają się znanymi wzorami:

$$T = \frac{2\pi t^*}{\omega} \quad (22)$$

$$t_{\frac{1}{2}} = \frac{0,69 t^*}{|n|}$$

$$N_{\frac{1}{2}} = \frac{t_{\frac{1}{2}}}{T} = 0,119 \frac{\omega}{|n|}$$

W przypadku lotu skośnego otrzymuje się więc:

$$T = \frac{4\pi u_0}{g \sqrt{8 \cos^2 \vartheta_0 - \left(2 \frac{\cos \vartheta_0}{d} + \sin^2 \vartheta_0 \right)^2}} \quad (23)$$

$$t_{\frac{1}{2}} = \frac{1,38 u_0}{g \left(\sin \vartheta_0 - 2 \frac{\cos \vartheta_0}{d} \right)} \quad (24)$$

$$N_{\frac{1}{2}} = 0,119 \frac{\sqrt{8 - \left(\frac{2}{d} + \operatorname{tg} \vartheta_0 \right)^2}}{\operatorname{tg} \vartheta_0 - \frac{2}{d}} \quad (25)$$

Ponieważ w przypadku lotu ukośnego równania są dość złożone, dla wyciągnięcia wniosków porównawczo będzie rozpatrzony lot poziomy oraz pionowy.

Dla lotu poziomego jest $\vartheta_0 = 0$ i otrzymuje się ruch oscylacyjny tłumiony o następującej charakterystyce:

$$T = \frac{4\pi u_0}{g \sqrt{8 - \left(\frac{2}{d} \right)^2}} \approx 0,453 u_0 [\text{sek}] \quad (26)$$

pomijając człon $\left(\frac{2}{d} \right)^2$ jako mały; tak więc okres oscylacji jest proporcjonalny do prędkości lotu u_0 . Miara tłumienia jest:

$$t_{\frac{1}{2}} = \frac{0,69 u_0 d}{g} = 0,1408 \left(\frac{1}{\rho} \right) \left(\frac{Q}{S_0} \right) \left(\frac{1}{c_{S_0}} \right) \left(\frac{1}{u_0} \right) \quad (27)$$

Tak więc tłumienie maleje, czyli $t_{\frac{1}{2}}$ wzrasta, gdy

gęstość powietrza maleje, czyli wysokość lotu wzrasta, gdy obciążenie jednostkowe powierzchni nośnej wzrasta, gdy współczynnik oporu maleje i gdy prędkość lotu maleje. Są to klasyczne wnioski. Ruch przechodzi w aperiodyczny, gdy wyrażenie podpierwiastkowe we wzorze (26) staje się ujemne, czyli gdy $d < 0,706$.

W locie pionowym do góry jest $\vartheta_0 = \frac{\pi}{2}$. Wtedy

$$n = \frac{g}{2u_0} \left(1 - \frac{2S_0}{Q} \right) \quad \omega = \frac{g}{2u_0} \left(\frac{2S_0}{Q} + 1 \right) \quad (28)$$

i otrzymuje się dwa pierwiastki rzeczywiste:

$$\lambda_1 = \frac{g}{u_0} \quad \lambda_2 = -\frac{2gS_0}{u_0 Q} \quad (29)$$

Przyjmując rozwiązania ogólne:

$$u = u_1 e^{\lambda_1 t} + u_2 e^{\lambda_2 t}$$

$$\vartheta = \vartheta_1 e^{\lambda_1 t} + \vartheta_2 e^{\lambda_2 t}$$

i podstawiając do wzorów (13) otrzymuje się jako rozwiązania:

$$u u_2 e^{\left(\frac{2gS_0}{u_0 Q} \right) t} \quad \text{zawsze tłumienie} \quad (31)$$

$$\vartheta = \vartheta_1 e^{\frac{g}{u_0} t} \quad \text{zawsze rozbieżność} \quad (32)$$

Czas połowkowy tłumienia zakłócenia prędkości wynosi więc:

$$t_{\frac{1}{2}} = 0,0352 \frac{u_0 Q}{S_0} \quad (33)$$

tłumienie wzrasta, czyli $t_{\frac{1}{2}}$ maleje, gdy opór aerodynamiczny S_0 wzrasta, gdy prędkość lotu maleje i gdy ciężar statku maleje. Rozbieżność kąta toru wyrażająca się wzorem $t_2 = 0,0704 u_0$ zwiększa się tym bardziej, im t_2 jest mniejsze, czyli im prędkość lotu jest mniejsza.

W locie pionowym do dołu jest $\vartheta_1 = -\frac{\pi}{2}$ i otrzymuje się dwa pierwiastki rzeczywiste o wartościach:

$$\lambda_1 = -\frac{g}{u_0} \quad \lambda_2 = -\frac{g 2 S_0}{u_0 Q} \quad (34)$$

Postępując jak powyżej, otrzymuje się takie same wzory na czasy połowkowe, z tym że zarówno zakłócenia prędkości, jak i zakłócenia kąta toru są teraz tłumione. Tak więc w locie pionowym opadającym zakłócenie kąta toru maleje tym prędzej, im prędkość lotu u_0 jest mniejsza.

Z powyższego wynika, że ruchy fugoidalne w locie poziomym i w locie pionowym różnią się zasadniczo, tak np. efekt zmiany prędkości lotu u_0 daje przeciwny skutki w obu przypadkach. Dcn.

Oznaczenia

$v = u_0 + u$ [m/sek] — prędkość lotu plus jej zakłócenie,

w kierunku osi $O-x$, $u = \frac{u}{u_0}$

$W = w_0 + w$ [m/sek] — prędkość lotu plus zakłócenia w kierunku osi $O-z$,

M [kGm] — moment,

q [kG m⁻⁴ s²] — gęstość powietrza,

m [kG m⁻¹ s²] — masa rakiety,

S [m²] powierzchnia odniesienia rakiety,

l [m] — długość odniesienia rakiety,

$\mu = \frac{m}{\rho S l}$ [1] — gęstość względna rakiety,

B [kGms²] — moment bezwładności względem osi poprzecznej,

$i_B = \frac{B}{\rho S l^3}$ [1] — względny promień bezwładności,

$\Theta = \vartheta_0 + \vartheta$ [rd] — kąt toru plus jego zakłócenie, $Q = \dot{\vartheta} = \dot{\vartheta}_0$,

$\alpha = \frac{w}{u_0}$ [rd] — kąt natarcia (jako zakłócenie),

t [sek] — czas,

$t^* = \frac{l}{u_0}$ [sek] — jednostka czasu „aerodynamicznego”,

$c_T = \frac{T}{\mu Q V^2 S}$ [1] — współczynnik ciągu,

$c_N = \frac{N}{\mu Q V^2 S}$ [1] współczynnik normalnej siły aerodynamicznej,

$c_S = \frac{S}{\mu Q V^2 S}$ [1] współczynnik stycznej siły aerodynamicznej,

$c_m = \frac{2M}{i_B Q V^2 S l}$ [1] współczynnik momentu aerodynamicznego,

$c_{x_0} = c_{T_0} - c_{S_0}$; $c_{z_0} = -c_{N_0}$; $c_{N_\alpha} = \frac{\partial c_N}{\partial \alpha}$

$c_{x_u} = - \left[2 c_{T_0} + M_0 \left| \frac{\partial c_S}{\partial M} \right| \right]_0 = \left| \frac{\partial c_x}{\partial u} \right|_0$

$c_{x_\alpha} = c_{N_0} \left(1 - \frac{2 c_{N_\alpha}}{\pi \lambda_e} \right) = \left(- \frac{\partial c_x}{\partial \alpha} \right)_0$

$c_{z_\alpha} = - \left(c_{N_\alpha} + c_{S_\alpha} \right) = \left(\frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \right)_0$

$d = \frac{c_{N_0}}{c_{S_0}}$ — „lotność” rakiety,

$c_{m_\alpha} = \frac{2 \mu}{i_B} c_{N_\alpha} (h_{sr.c} - h_{sr.a}) = \left(\frac{\partial c_m}{\partial \alpha} \right)_0$

$\lambda_{1,2} = n \pm i \omega$ [1]

$c_{mq} = - \frac{a_t}{t_B} V_H \frac{l_t}{l} = \frac{1}{t^*} \left(\frac{\partial c_m}{\partial q} \right)_0$ — pierwiastki

równania charakterystycznego,

0 — indeks oznaczający wartości początkowe, stałe,

1 — indeks oznaczający wartości w chwili wystąpienia zakłócenia.

Niektóre zagadnienia dotyczące samolotu skróconego startu i lądowania

W związku z szybkim rozwojem komunikacji lotniczej nabierają znaczenia pasażerskie samoloty skróconego startu i lądowania. W artykule poruszono niektóre zagadnienia dotyczące urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła, a mianowicie podano podział tych urządzeń w zależności od uzyskiwanego dzięki nim przyrostu maksymalnego współczynnika siły nośnej i omówiono ograniczenia ich stosowania wynikające z ograniczonych możliwości zwiększenia siły nośnej oraz ze spadku sterowności bocznej przy zmniejszaniu minimalnej prędkości lotu; spadkowi sterowności zapobiega się m.in. przez stosowanie sterowania warstwy przyściennej i bezpośrednie wykorzystanie mocy silników do sterowania samolotem.

Rozwój astronautyki przysłania nieraz rozwój lotnictwa, należy jednak zdawać sobie sprawę ze wzrastającego znaczenia komunikacji lotniczej i jej możliwości na przyszłość. Z zestawień statystycznych wynika, że już w 1964 r. samolotem podróżowało 20% ludzi, przy czym dla krajów uprzemysłowionych liczba ta wynosiła aż 20%.

O znaczeniu przewozów lotniczych w kraju tak uprzemysłowionym, jakim jest USA, świadczy to, że w roku 1965 lotnicze przewozy pasażerskie dorównywały tam transportowi samochodowemu i przewyższały transport kolejowy. Ekspersi amerykańscy przewidują, że za 20 lat trzeba będzie przewieźć samolotami 20 razy więcej ładunków niż obecnie.

W Polsce transport lotniczy nie jest tak rozwinięty, jednak i tutaj notuje się znaczny wzrost liczby pasażerokilometrów — z 30,5 miliona w roku 1950 do 209,2 miliona w roku 1964.

W związku z tym podstawowym zagadnieniem staje się możliwość skrócenia startu i lądowania samolotów pasażerskich i to nie tylko przez budowę specjalnych samolotów pionowego i skróconego startu, lecz również zastosowanie takich urządzeń, które umożliwiają nawet kosztem zwiększonej energii krótkotrwałe uzyskanie dużej siły nośnej, a przez to skrócony start i lądowanie.

Od urządzeń zwiększających siłę nośną wymaga się, aby przy starcie i lądowaniu nie psuły one własności aerodynamicznych, pozwalających na osiąganie dużej prędkości w przelocie. Z tej racji stosowanie małych obciążeń skrzydła, ułatwiających skrócenie startu i lądowania, nie może być brane pod uwagę.

Przy starcie potrzebny jest możliwie duży współczynnik C_z , przy małym współczynniku C_x . Ciekawe jest, że ograniczenie opadania przy lądowaniu (według wielu autorów) stanowi nie tyle wytrzymałość i amortyzacja podwozia, co wzgląd na pasażerów, który ogranicza opadanie do 8 m/sek. Dalszy warunek dotyczy momentu powstałego przy działaniu urządzeń zwiększających siłę nośną — duży moment jest niepożądany, ponieważ dla zrównoważenia tego momentu potrzebna jest duża siła na usterzeniu skierowana w dół — a ta z kolei zmniejsza wypadkową siłę nośną.

Przyrost współczynnika C_z przy zastosowaniu różnego rodzaju urządzeń jest ograniczony. Z teoretycznych rozważań deformacji śladu wirowego za skrzydłem i sił

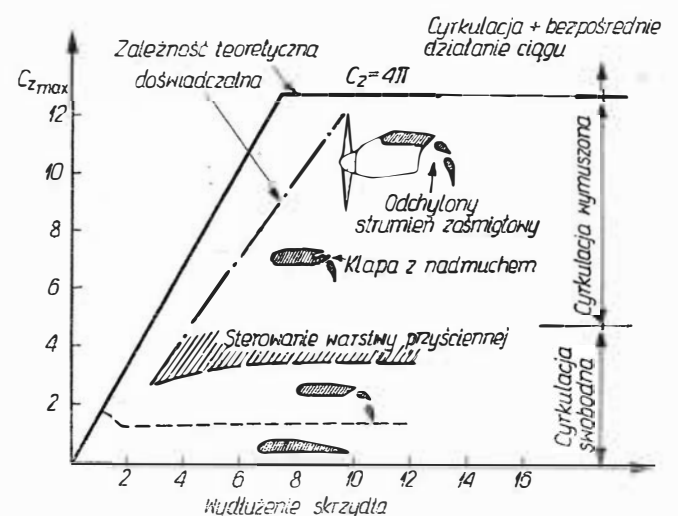
na profilu otrzymuje się ograniczenie prędkości indukowanej i przez to maksymalnej wartości C_z (na przykład dla wydłużenia 6,5 współczynnik C_z nie może przekroczyć wartości 12,6).

Urządzenia zwiększające siłę nośną można podzielić w zależności od uzyskiwanych wartości $C_{z \max}$ (rys. 1):

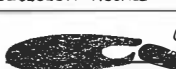
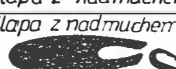
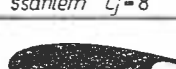
- 1) sam profil odpowiednio ukształtowany — do $C_{z \max} = 2$,
- 2) klapy mechaniczne przy swobodnej cyrkulacji — do $C_{z \max} = 4$,
- 3) skrzydło ze sterowaniem warstwy przyściennej — do $C_{z \max} = 5$,
- 4) cyrkulacja wymuszona przez klapy z nadmuchem, odchylony strumień zaśmigłowy lub klapy strumieniowe — $C_{z \max} = 5 \div 4\pi$.

Współczynnik $C_{z \max}$ przekraczający wartość 4π uzyskuje się uwzględniając bezpośrednie działanie ciągu odchylonego strumienia zaśmigłowego lub strumienia gazów wylotowych klapy strumieniowej. Zestawienie stosowanych dla samolotów skróconego startu urządzeń zwiększających siłę nośną przedstawia tablica 1.

Nie można zapominać, że przy malejącej prędkości maleje sterowność samolotu i to w tak ważnej fazie



Rys. 1. Podział urządzeń zwiększających siłę nośną w zależności od przyrostu współczynnika C_z

Rodzaj urządzenia	Optymalny kąt wychylenia klapy	$\Delta C_{z \max}$	ΔC_m	Ciepota układu pow. skrzydła (kg/m ²)
 Profil NACA 63412	—	0 (13)	0 (0,3)	0
 Kłapa krokodylowa	60°	0,8	0,25	1,44
 Kłapa znikła	32°	1,0	0,28	2,94
 Kłapa Fowlera i slot	40°	2,0 (2,6)	0,5 (0,35)	6,0
 Kłapa Fowlera ze slotem i slot	50°	2,2 (2,6)	0,56 (0,35)	6,2
 Kłapa szczelinowa i slot	40°	1,65 (2,25)	0,44 (0,28)	5,7
 Kłapa dwuszczelinowa i slot	40÷70°	2,4 (3,0)	0,7 (0,55)	6,2
 Kłapa dwuszczelinowa z opuszczoną noskiem	40÷70°	3,0	0,35	6,2
 Kłapa z nadmuchem $C_j=0,3$	53°	4,6	0,7	16,7
 Kłapa z nadmuchem i ssaniem $C_j=8$	75°	11,3	2,1	22,0
 Kłapa strumieniowa $C_j=8$	50°	12,0	5,7	21,0

Uwagi:

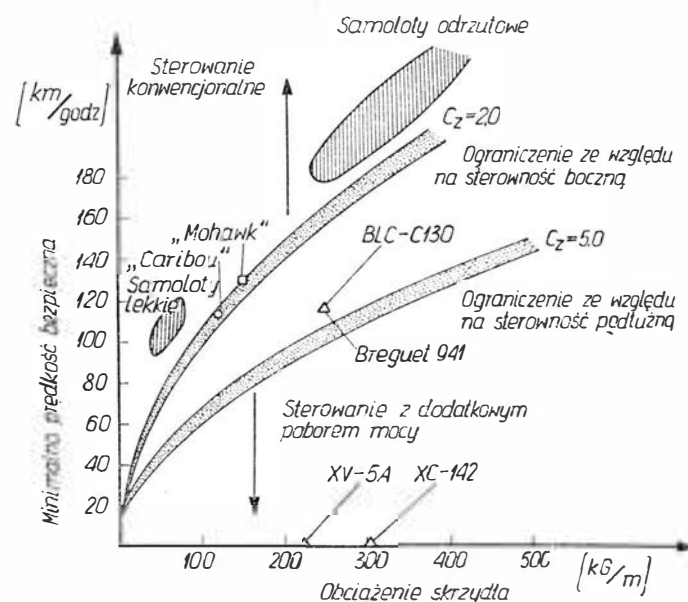
Wartości w nawiasach odnoszą się do profilu z wysuniętym slotem:

- wydłużenie skrzydła — 12,
- klapy na 30% rozpiętości skrzydła,
- ciężar skrzydła/pow. skrzydła = 10÷20 kg/m²,
- ciężar całkowity/pow. skrzydła = 15÷250 kg/m²,
- C_j — współczynnik wypływu,

lotu, jak przyziemienie lub start z przeszkodą na kierunku lotu. Gdy prędkość minimalna zmniejszy się o 50%, powierzchnie sterujące muszą wzrosnąć w przybliżeniu o 300 do 400% lub musi być zastosowane dodatkowe sterowanie dyszami lub wirnikami sterującymi. Ograniczeniem stosowania urządzeń zwiększających siłę nośną jest więc również minimalna prędkość bezpieczna; zależy ona od posiadania wystarczającej sterowności w locie normalnym i w przypadku awarii silnika.

Na wykresie minimalnej prędkości bezpiecznej w zależności od obciążenia skrzydła (rys. 2) przedstawiono ograniczenia prędkości znanych samolotów krótkiego startu. Widać, że wartość $C_z = 2$ stanowi ograniczenie ze względu na wystarczającą sterowność boczną, zaś $C_z = 5$ — ze względu na wystarczającą sterowność podłużną. Wiele samolotów może latać na wartościach C_z większych od 2 pod warunkiem, że napęd jest symetryczny. Większość tych samolotów ma jednak dwa

silniki i awaria jednego z nich przy dużych wartościach współczynnika C_z oznacza katastrofę. Samoloty Breguet 941 i BLC-C130 są wyjątkami, ponieważ zastosowano na nich spotęgowane sterowanie boczne, przez nadmuch na lotkach lub różnicowy skok śmigieł i różnicowe wychylenie klapy i skoków. Jak widać z wykresu, sterowność nie jest tak ostrym ograniczeniem jak sterowność boczna.



Rys. 2. Minimalna prędkość bezpieczna w zależności od obciążenia skrzydła

Są dwa podstawowe warunki dla sterowania przy urządzeniach zwiększających siłę nośną:

- 1) samolot musi mieć wystarczające własności manewrowania przy symetrycznym napędzie,
- 2) wpływ awarii silnika musi być zrównoważony zapasem sterowności.

Gdy więc w samolocie dwusilnikowym nastąpi awaria jednego z silników przy dużym współczynniku C_z , powstaje duży moment przechylający. W związku z tym należy stosować skrośnie sprzężony napęd o dużym nadmiarze mocy, na co nie zawsze pozwalają względy ekonomii.

Sterowność boczną zmniejsza duże wychylenie klapy przy małej prędkości. Mało skuteczne jest wtedy ich różnicowe wychylenie, zaś działanie lotek zamiast przechylenia powoduje odchylenie w kierunku lotu. Dla przechylenia trzeba zmienić opływ pierwotny, np. przez zastosowanie różnicowego ciągu klapy różnicowych lub dodatkowej cyrkulacji na klapie czy lotce wytwarzanej przez spoilery (rys. 3). Sterowność kierunkowa może być zwiększona przez sterowanie warstwy przysięennej lub przez płytowy ster kierunku (obrotowy statecznik pionowy). Sterowanie podłużne musi równoważyć zmiany położenia środka ciężkości, jak również moment od klapy. Płytowy ster, z odwrotnym wygięciem (rys. 4) i ewentualne powiększenie powierzchni steru uważa się tu jako wystarczające. W niektórych konstrukcjach stosuje się dodatkowo sterowanie warstwy przysięennej. Momentowi „na łeb” można przeciwdziałać przez nisko umieszczoną linię działania ciągu śmigła. Ster wysokości umieszcza się wtedy w strumieniu zaśmigłowym, co zwiększa jego skuteczność.

Przy skrajnie małych prędkościach trzeba bezpośrednio wykorzystać moc silnika do napędu dodatko-

wego ogonowego wirnika lub dysz wyważających i sterujących.

Bezpieczna prędkość minimalna samolotu jest ograniczona przez wymaganą sterowność lub samą moc silnika. Na rysunku 5 podano niezbędną moc potrzebną do lotu poziomego w zależności od prędkości. Widać, że przy jednym silniku nieczynnym moc niezbędna jest większa — z powodu niesymetrycznego opływu. Przy

małych prędkościach moc i wychylenie klap muszą być większe. Przy awarii jednego silnika należy zwiększyć prędkość samolotu dla umożliwienia bezpiecznego sterowania.

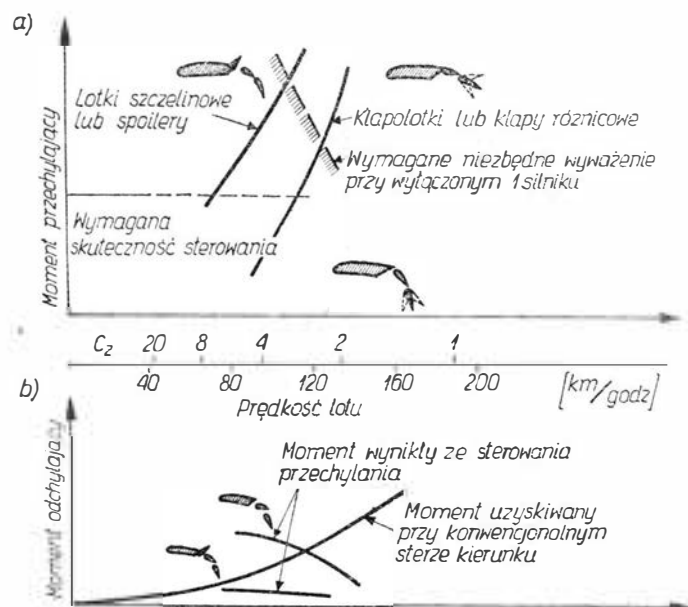
Przykładowo samolot o konwencjonalnym sterowaniu i obciążeniu powierzchni skrzydła 200 kg/m^2 może na pełnej mocy lecieć z prędkością minimalną 50 km/godz. W przypadku awarii jednego silnika przy skrośnym sprzężeniu napędu prędkość musi wzrosnąć do 90 km/godz. (przy $C_z = 5$). W rzeczywistości jednak ze względu na sterowność boczną prędkość ta musi wynosić 100 km/godz. ($C_z = 3$), a jedynie w przypadku zastosowania niekonwencjonalnego usterzenia kierunku (np. ster płytowy) — 90 km/godz. Przy braku sprzężenia silników i asymetrii mocy prędkość minimalna musi być jeszcze zwiększona do 108 km/godz.

Ponieważ długość startu i lądowania jest w przybliżeniu proporcjonalna do kwadratu prędkości, wzrost C_z z 3 do 5, przy skrośnym sprzężeniu napędu, zmniejszą ją o około 40%; dalsze zmniejszanie prędkości i długości startu czy lądowania wymaga zwiększonej mocy.

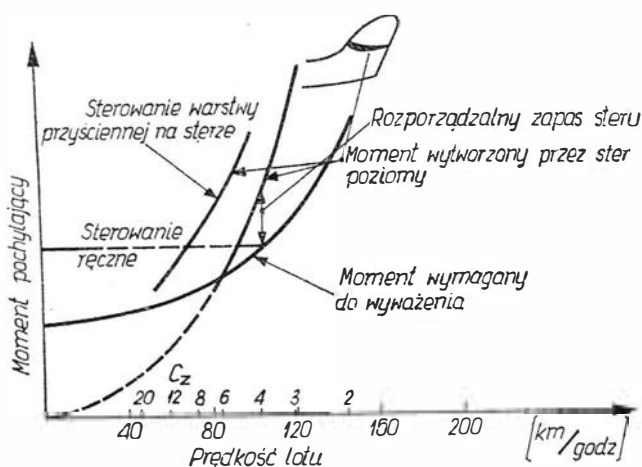
Z powyższych rozważań wynika, że urządzenia zwiększające siłę nośną i zmniejszające prędkość muszą być połączone z dobrze zaprojektowanym układem sterowania.

Literatura

1. Kuhn R. E.: „Control requirements affecting STOL-s”, A § C, nr 5/65, s. 48.
2. Schlichting H.: „Aerodynamische Probleme des Höchstauftriebes”, ZfT, nr 1/65, s. 1.
3. Peterson J. M.: „Lift fan V/STOL concept for future applications”, J.A., nr 2/65.
4. Cornish J. J.: „Some aerodynamic and operational problems of STOL aircraft with boundary-layer control”, J.A., nr 3/65.

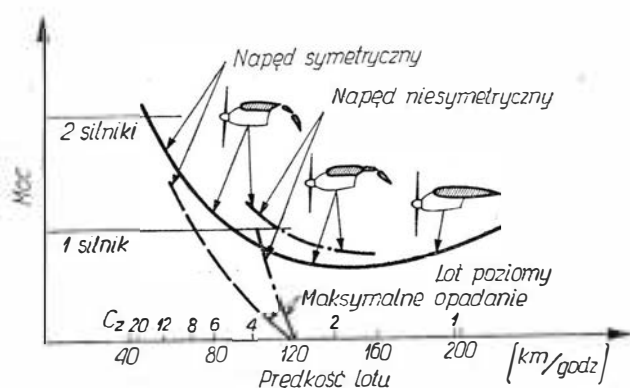


Rys. 3. Zmiana momentu a) przechylającego i b) odchylającego w zależności od prędkości lotu



Rys. 4. Moment pochylający — wymagany i uzyskiwany dla różnych prędkości

Rys. 5. Moc potrzebna do lotu z bezpieczną prędkością



Aktualności

naukowo-techniczne

poznasz

w

bibliotekach NOT

Wpływ liny holowniczej na zmianę zapasu stateczności statycznej podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego

W artykule rozpatrzono przypadek holowania sztywnego szybowca przez sztywny samolot, za pośrednictwem ciężkiej, poprzecznie wiotkiej i podłużnie sprężystej liny holowniczej obciążonej siłami aerodynamicznymi. Przyjęto, że samolot holujący i szybowiec holowany znajdują się w płaszczyźnie pionowej zgodnej z kierunkiem lotu samolotu holującego.

Przyjęte w lotnictwie pojęcie stateczności statycznej jest szeroko omówione w wielu pracach poświęconych dynamice lotu samolotów i aparatów latających [1], [2], [7], [8]. Warunkiem podłużnej stateczności statycznej w locie swobodnym jest, by:

$$\frac{dC_m}{dC_z} < 0 \quad (1)$$

dla przyjętego w niniejszej pracy dodatniego kierunku działania momentów pochylających. Moment dodatni jest momentem zadzierającym szybowiec i samolot i powoduje wzrost kąta natarcia.

Stateczność statyczna określa jedynie występowanie momentów wywołujących powrót szybowca lub samolotu do stanu równowagi w pierwszej chwili po zakłóceniu lotu. Samolot spełniający warunki stateczności statycznej może być niestateczny dynamicznie.

Przez analogię do lotu swobodnego proponuje się wprowadzenie pojęcia „zapasu stateczności statycznej w locie na holu”, określając $C_{mh} = f(C_z)$, tzn. współczynnik momentu pochylającego liczony względem środka ciężkości szybowca lub samolotu. Zapas stateczności statycznej ma wpływ na stateczność dynamiczną, występuje w różniczkowych równaniach ruchu jako współczynnik w pochodnych aerodynamicznych: pochodnej aerodynamicznej momentu pochylającego względem zmiany prędkości pionowej szybowca M_{w1} i samolotu M_{w2} .

Stateczna stateczność podłużna szybowca w locie na holu

W postaci bezwymiarowej moment pochylający szybowca holowanego przedstawiono za pomocą współczynnika C_{mh1} w następującej postaci:

$$C_{mh1} = C_{ma1} + C_{ml1} \quad (2)$$

gdzie:

C_{mh1} — współczynnik momentu pochylającego szybowca w locie na holu,

C_{ma1} — współczynnik momentu pochylającego pochodzący od sił aerodynamicznych działających na szybowiec,

C_{ml1} — współczynnik momentu pochylającego szybowca holowanego pochodzący od liny holowniczej.

Po zróżniczkowaniu (2) względem C_{z1} otrzymano:

$$\frac{dC_{mh1}}{dC_{z1}} = \frac{dC_{ma1}}{dC_{z1}} + \frac{dC_{ml1}}{dC_{z1}}$$

Stosując określenia przyjęte w lotnictwie [1], [2], [7], [8] otrzymano

zapas stateczności statycznej szybowca w locie na holu h_{h1} w postaci:

$$h_{h1} = h_{11} + h_{l1} \quad (3)$$

gdzie:

$$h_{11} = -\frac{dC_{ma1}}{dC_{z1}} \text{ — zapas stateczności statycznej z trzymanym sterem w locie swobodnym,}$$

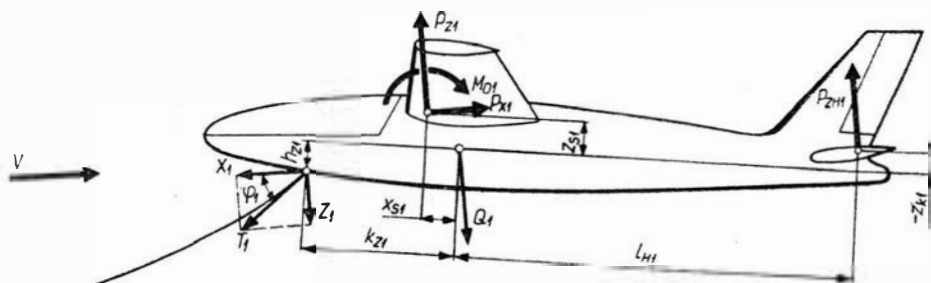
$$h_{l1} = -\frac{dC_{ml1}}{dC_{z1}} \text{ — zmiana zapasu stateczności statycznej pochodząca od liny holowniczej.}$$

Zapas stateczności statycznej h_{11} w locie swobodnym przyjęto w następującej postaci na podstawie [2]:

$$h_{11} = \frac{S_{H1} l_{H1}}{S_1 l_{a1}} \left(\frac{V_{H1}}{V} \right)^2 \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{d\epsilon_1}{da_1} \right) - x_{s1} - \frac{2C_{z1}}{a} \left(1 - \frac{a}{\pi \lambda e} \right) z_{s1} \quad (4)$$

Momenty sił pochodzące od liny holowniczej ilustruje rys. 1. Składowe X_1 i Z_1 siły, pochodzącej od naciągu liny i przyłożonej na zaczepie holowniczym szybowca, zmieniają się

Rys. 1. Geometria szybowca i układ sił działających na szybowiec w locie na holu



w zależności od kąta natarcia α_1 , mierzonego od cięciwy zerowej siły nośnej:

$$X_1 = T_1 \cos \varphi_1 - X_{z1} (h_{z1} \sin \alpha_1 + k_{z1} \cos \alpha_1 - k_{z1}) + Z_{z1} (k_{z1} \sin \alpha_1 - h_{z1} \cos \alpha_1 + h_{z1}) \quad (5)$$

$$Z_1 = T_1 \sin \varphi_1 - Z_{x1} (h_{z1} \sin \alpha_1 + k_{z1} \cos \alpha_1 - k_{z1}) + Z_{z1} (k_{z1} \sin \alpha_1 - h_{z1} \cos \alpha_1 + h_{z1})$$

gdzie X_{x1} , X_{z1} , Z_{x1} , Z_{z1} są to pochodne linowe składowych poziomej i pionowej siły działającej na zaczep holowniczy szybowca względem przemieszczeń: poziomego x_1 i pionowego z_1 . Pochodne te zostały wyprowadzone i omówione w pracach [3] i [4]. Poniżej podano je w formie ostatecznej na podstawie pracy [4], zachowując człony znaczące:

$$X_{x1} = \frac{1}{\delta} [T_1 \cos \varphi_1 (\sin \varphi_1 - \sin \varphi_2) + n \sin^3 \varphi_1 (z_1 - l_1 \sin \varphi_2)]$$

$$X_{z1} = \frac{1}{\delta} [T_1 \cos \varphi_1 (\cos \varphi_2 - \cos \varphi_1) + n \sin^3 \varphi_1 (l_1 \cos \varphi_2 - x_1)] \quad (6)$$

$$Z_{x1} = \frac{1}{\delta} [T_1 \sin \varphi_1 (\sin \varphi_1 - \sin \varphi_2) - (q + n \sin^2 \varphi_1 \cos \varphi_1) (z_1 - l_1 \sin \varphi_2)]$$

$$Z_{z1} = \frac{1}{\delta} [T_1 \sin \varphi_1 (\cos \varphi_2 - \cos \varphi_1) - (q + n \sin^2 \varphi_1 \cos \varphi_1) (l_1 \cos \varphi_2 - x_1)]$$

gdzie:

$$\delta = x_1 (\sin \varphi_1 - \sin \varphi_2) + z_1 (\cos \varphi_2 - \cos \varphi_1) - l_1 \sin (\varphi_1 - \varphi_2)$$

$$n = \frac{1}{2} \rho V^2 d C \quad T_1 = \frac{P x_1}{\cos 1}$$

$$l_1 = l_0 (1 + \lambda T_1)$$

przy czym $C_n = 1,15$ jest to bezwymiarowy współczynnik aerodynamiczny siły normalnej do liny holowniczej określony w stosunku do jej średnicy i długości jednostkowej (5).

Wielkości x_1 , z_1 , l_1 , φ_1 , φ_2 są przedstawione na rys. 2 i oblicza się je na podstawie prac [5] i [6]:

Moment pochylający szybowiec holowany pochodzący od naciągu liny holowniczej ma postać:

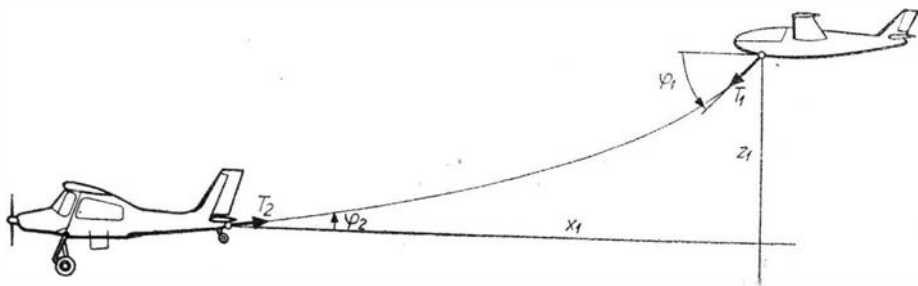
$$M_{l1} = X_1 (h_{z1} \cos \alpha_1 - k_{z1} \sin \alpha_1) - Z_1 (k_{z1} \cos \alpha_1 + h_{z1} \sin \alpha_1) \quad 7$$

Po podstawieniu do (7) zależności (5) i uwzględnieniu, że kąt natarcia α_1 jest mały, tzn.:

$$\sin \alpha_1 \approx \tan \alpha_1 \approx \alpha_1$$

$$\cos \alpha_1 \approx 1 - \frac{\alpha_1^2}{2}$$

oraz podzieleniu równania momentów przez $\frac{1}{2} \rho S_1 V^2 l_{a1}$ otrzymano współczynnik momentu pochylającego



Rys. 2. Wielkości geometryczne charakteryzujące konfigurację liny holowniczej go szybowiec w postaci bezwymiarowej: $\Delta h_1(l)$ — pokazuje zmianę zapasu stateczności statycznej pochodzącą

$$C_{m l 1} = - (x_{x1} h_{z1} - x_{z1} k_{z1}) (\alpha_1 h_{z1} - \alpha_1^2 k_{z1}) l_{a1} + (z_{x1} h_{z1} - z_{z1} k_{z1}) (\alpha_1 k_{z1} + \alpha_1^2 h_{z1}) l_{a1} + (x_{x1} k_{z1} + x_{z1} h_{z1}) l_{a1} h_{z1} \frac{\alpha_1^2}{2} - (z_{x1} k_{z1} + z_{z1} h_{z1}) l_{a1} k_{z1} \frac{\alpha_1^2}{2} + C_{x1} (h_{z1} - k_{z1} \tan \varphi_1) - C_{x1} \alpha_1 (k_{z1} + h_{z1} \tan \varphi_1) + C_{x1} \frac{\alpha_1^2}{2} (k_{z1} \tan \varphi_1 - h_{z1}) \quad (8)$$

od liny holowniczej. Zależy od własności liny (ciężaru jednostkowego, średnicy, długości), konfiguracji liny i położenia zaczepu holowniczego. Wielkość ta powoduje wzrost lub zmniejszenie zapasu stateczności statycznej w zależności od konfiguracji liny,

$\Delta h_1(k_{z1})$ — jest to zmiana zapasu stateczności statycznej, pochodząca od przesunięcia zaczepu holowniczego poziomo względem środka ciężkości szybowca, zależy również od charakterystyki aerodynamicznej szybowca. Przesunięcie zaczepu do przodu względem środka ciężkości szybowca powoduje, że wartość ta jest zawsze dodatnia i daje wzrost zapasu stateczności statycznej,

$\Delta h_1(h_{z1})$ — określa zmianę zapasu stateczności statycznej wywołaną przesunięciem zaczepu holowniczego pionowo względem środka ciężkości szybowca. Przesunięcie zaczepu poniżej środka ciężkości powoduje przeważnie spadek zapasu stateczności statycznej dla $\varphi_1 < 0$. Zapas stateczności statycznej szybowca w locie na hołu h_{h1} określa wzór (3) po uprzednim obliczeniu h_{11} z (4) i h_{11} z (9).

Jak wynika z powyższego rozważania, holowanie szybowca ma wpływ na zmianę zapasu stateczności statycznej.

Analogicznie do x_{x1} otrzymano x_{z1} , z_{x1} i z_{z1} . Współczynnik oporu C_{x1} i kąt natarcia uzależniono od współczynnika siły nośnej C_{z1} wg [2], a następnie zależność (8) zróżniczkowano względem C_{z1} .

Otrzymano zmianę zapasu stateczności statycznej szybowca pochodzącą od liny holowniczej:

$$h_{l1} = \Delta h_1(l) + \Delta h_1(k_{z1}) + \Delta h_1(h_{z1}) \quad (9)$$

gdzie:

$$\Delta h_1(l) = \frac{l_{a1}}{a} \left\{ h_{z1}^2 \left[x_{x1} - \frac{C_{z1}}{a} (x_{z1} + 2z_{x1}) \right] + k_{z1}^2 \left[z_{z1} + \frac{C_{z1}}{a} (z_{x1} + 2x_{z1}) \right] + h_{z1} k_{z1} \left[x_{z1} + z_{x1} + \frac{3C_{z1}}{a} (x_{x1} - z_{z1}) \right] \right\} \quad (10)$$

$$\Delta h_1(k_{z1}) = k_{z1} \left[\frac{C_{x01}}{a} + \frac{3C_{z1}^2}{\pi a \Delta e} + \left(\frac{2C_{z1}}{\pi \Delta e} - \frac{C_{z1} C_{x01}}{a^2} - \frac{2C_{z1}^3}{\pi a^2 \Delta e} \right) \tan \varphi_1 \right] \quad (11)$$

$$\Delta h_1(h_{z1}) = -h_{z1} \left[\frac{2C_{z1}}{\pi \Delta e} - \frac{C_{z1} C_{x01}}{a^2} - \frac{2C_{z1}^3}{\pi a^2 \Delta e} - \left(\frac{C_{x01}}{a} + \frac{3C_{z1}^2}{\pi a \Delta e} \right) \tan \varphi_1 \right] \quad (12)$$

Statyczna stateczność podłużna samolotu holującego

W celu określenia zapasu stateczności statycznej samolotu holującego rozpatrzono momenty sił działających na samolot, pochodzących od liny holowniczej (rys. 3). Składowe X_2 i Z_2 siły, pochodzącej od naciągu liny i przyłożonej na zaczepie holowniczym samolotu holującego, zmieniają się w zależności od kąta natarcia α_2 .

Składowe siły X_2 i Z_2 określono korzystając z pochodnych linowych wyprowadzonych w pracy [4] o postaci analogicznej do (6).

Po obliczeniu momentu pochyłającego i podzieleniu przez $\frac{1}{2} \rho S_2 V^2 l_{a2}$, jak w przypadku szybowca, otrzymano współczynnik momentu pochyłającego samolot holujący C_{m12} w postaci bezwymiarowej (4):

$$\begin{aligned} C_{m12} = & -C_{x1}(\mathbf{k}_{z2} \operatorname{tg} \varphi_2 + \mathbf{h}_{z2}) - C_{x1}(\mathbf{k}_{z2} - \mathbf{h}_{z2} \operatorname{tg} \varphi_2) \alpha_2 + \frac{1}{2} C_{x1}(\mathbf{h}_{z2} + \\ & + \mathbf{k}_{z2} \operatorname{tg} \varphi_2) \alpha_2^2 - l_{a2} \left\{ \left[(\mathbf{x}_{x2} \mathbf{h}_{z2} - \mathbf{x}_{z2} \mathbf{k}_{z2}) \alpha_2 + \frac{1}{2} (\mathbf{x}_{x2} \mathbf{k}_{z2} + \mathbf{x}_{z2} \mathbf{h}_{z2}) \alpha_2^2 \right] (\mathbf{h}_{z2} - \right. \\ & + \frac{1}{2} \mathbf{h}_{z2} \alpha_2^2 + \mathbf{k}_{z2} \alpha_2) - \left[(\mathbf{z}_{x2} \mathbf{h}_{z2} - \mathbf{z}_{z2} \mathbf{k}_{z2}) \alpha_2 + \frac{1}{2} (\mathbf{z}_{x2} \mathbf{k}_{z2} + \mathbf{z}_{z2} \mathbf{h}_{z2}) \alpha_2^2 \right] (\mathbf{k}_{z2} + \\ & \left. - \frac{1}{2} \mathbf{k}_{z2} \alpha_2^2 - \mathbf{h}_{z2} \alpha_2) \right\} \end{aligned} \quad (13)$$

Zmiana zapasu stateczności statycznej h_{12} samolotu holującego, wywołana holowaniem, jest pochodną współczynnika momentu pochylającego (13) względem współczynnika siły nośnej samolotu:

$$h_{l_2} = - \frac{dC_{ml_2}}{dC_{\tau_2}}$$

Różniczkując C_{m12} względem C_{z2} otrzymano analogicznie do (9) zmianę zapasu stateczności statycznej samolotu holującego:

$$\mathbf{h}_{l_2} = \Delta \mathbf{h}_2(l) + \Delta \mathbf{h}_2(\mathbf{k}_{z2}) + \Delta \mathbf{h}_2(\mathbf{h}_{z2}) \quad (14)$$

gdzie poszczególne składniki (14) mają postać:

$$\Delta h_2(l) = \frac{l_{a2}}{a_1} \left\{ \mathbf{k}_{z2}^2 \left[\mathbf{z}_{x2} - (2\mathbf{x}_{x2} + \mathbf{z}_{x2}) \frac{C_{z2}}{a_s} + \frac{3}{2} (\mathbf{x}_{x2} - \mathbf{z}_{x2}) \frac{C_{z2}^2}{a_s^2} + \mathbf{z}_{x2} \frac{C_{z2}^3}{a_s^3} \right] - h_{z2} \mathbf{k}_{z2} \left[\mathbf{z}_{x2} + \right. \right. \\ \left. \left. + \mathbf{x}_{z2} - 3 (\mathbf{x}_{x2} - \mathbf{z}_{z2}) \frac{C_{z2}}{a_s} - 3 (\mathbf{x}_{z2} + \mathbf{z}_{x2}) \frac{C_{z2}^2}{a_s^2} + (\mathbf{x}_{x2} - \mathbf{z}_{z2}) \frac{C_{z2}^3}{a_s^3} \right] \right\} \quad (15)$$

$$\Delta h_2(\mathbf{k}_{z2}) = \mathbf{k}_{z2} \frac{C_{x1}}{a_s} \left(1 - \frac{C_{x2}}{a_s} \operatorname{tg} \varphi_2 \right) \quad (16)$$

$$\Delta h_2(h_{22}) = -h_{22} \frac{C_{x1}}{a_s} \left(\frac{C_{z2}}{a_s} - \operatorname{tg} \varphi_2 \right) \quad (17)$$

przy czym:

$$C_{x1} = C_{x1} \frac{\cos \varphi_2}{\cos \varphi_1} \frac{e^{\tau_1}}{e^{\tau_2}} \frac{\tau_2}{\tau_1} \frac{S_1}{S_2}$$

$$X_{c2} = \frac{X_{c1}}{\frac{1}{2} Q S_2 V^2}$$

Zmiany zapasu stateczności statycznej wywołane konfiguracją liny holowniczej (15) i położeniem zaczepu holowniczego (16) i (17) samolotu holującego mają takie same fizyczne znaczenia jak zależności (10), (11) i (12) w przypadku szybowca holowanego, wyjaśnione powyżej.

Zapasy stateczności statycznej samolotu holującego h_{h2} analogicznie do zapasu stateczności szybowca w locie na holu ma postać:

$$\mathbf{h}_{h_2} = \mathbf{h}_{12} + \mathbf{h}_{12} \quad (18)$$

gdzie h_{12} jest to zapas stateczności statycznej samolotu w locie swobodnym przyjęty na podstawie (2) i (4) w następującej formie ostatecznej:

$$h_{12} = \frac{S_{H2} l_{H2}}{S_2 l_{a2}} \left(\frac{V_{H2}}{V} \right)^2 \frac{a_{15}}{a_s} \left(1 - \frac{d\xi_2}{da_2} \right) - \mathbf{x}_{s2} - \frac{2C_{z2}}{a_s} \left(1 - \frac{a_s}{\pi \lambda e_s} \right) \mathbf{z}_{s2} +$$

$$\mathbf{k}_{z2} = \frac{k_{z2}}{l_{a2}}$$

$$h_{z2} = \frac{h_{z2}}{l_{a2}}$$

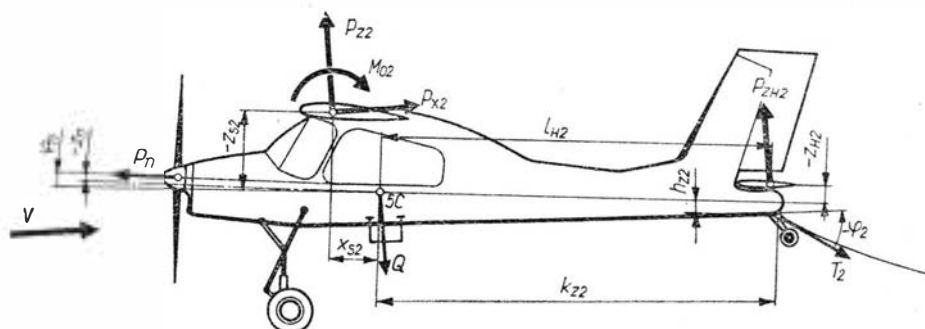
Analogicznie do x_{x2} otrzymano x_{z2} , z_{r2} i z_{z2} .

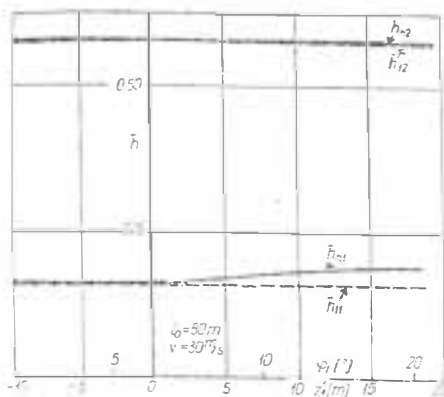
Zmiany zapasu stateczności statycznej wywołane holowaniem (9) i (14) zależą od wielu czynników. Mogą one powodować wzrost lub spadek stateczności statycznej w stosunku do zapasu odpowiadającego lotowi swobodnemu z trzymanym sterem.

Przykład liczbowy i wnioski

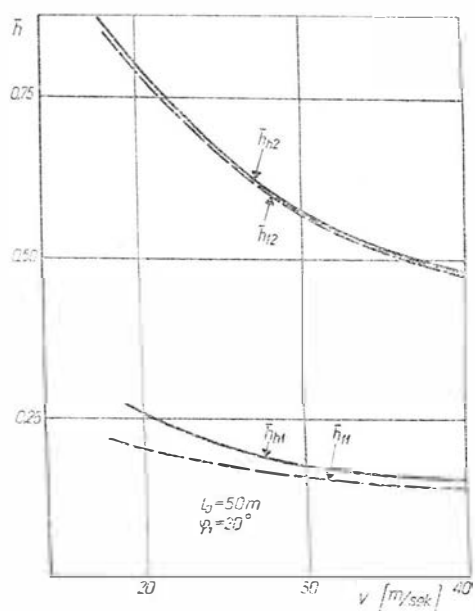
Przykładowo przeprowadzono obliczenia dla jednego z prototypowych szybowców wyczynowych i obecnie stosowanego samolotu holującego. W obliczeniach zmieniano kolejno parametry holowania, co pozwoliło określić wpływ poszczególnych czynników na zmianę zapasu stateczności statycznej szybowca holowanego i samolotu holującego. Jednocześnie przeprowadzono obliczenia zapasu stateczności statycznej w równowaznym locie swobodnym i porównano

Rys. 3. Geometria samolotu i układ sił działających na samolot holujący



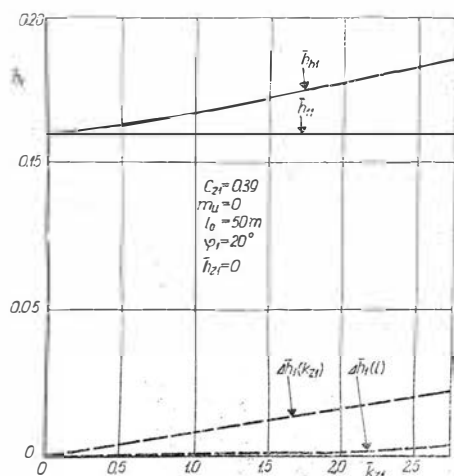


Rys. 4. Zmiana zapasu stateczności statycznej szybowca h_{11} , h_{h1} i samolotu h_{12} , h_{h2} w funkcji położenia szybowca względem samolotu holującego. W przypadku lotu swobodnego h_{11} , h_{12} i w zespole holowniczym h_{h1} , h_{h2}



Rys. 5. Zmiana zapasu stateczności statycznej szybowca h_{11} , h_{h1} i samolotu holującego h_{12} , h_{h2} w funkcji prędkości holowania. W przypadku lotu swobodnego h_{11} , h_{12} i w zespole holowniczym h_{h1} , h_{h2}

Rys. 6. Zmiana zapasu stateczności statycznej szybowca holowanego w funkcji poziomego położenia zaczepu holowniczego w locie na holu h_{h1} i w równoważnym locie swobodnym h_{11}



je z wynikami obliczeń otrzymanymi w warunkach holowania. Do obliczeń przyjęto linię holowniczą o charakterystyce podanej w pracy [6] (linia typu C w pracy [5]).

Na rysunkach 4 i 5 przedstawiono zmiany zapasu stateczności statycznej szybowca holowanego i samolotu holującego w funkcji położenia szybowca względem linii lotu samolotu holującego (rys. 4) oraz w funkcji prędkości holowania (rys. 5). Na wykresach tych liniami przerywanymi naniesiono zmiany zapasu stateczności statycznej w równoważnym locie swobodnym szybowca h_{11} i samolotu h_{12} . Położenie szybowca powyżej linii lotu samolotu holującego powoduje niewielki wzrost zapasu stateczności statycznej (rys. 4 i 5), nie może to jednak świadczyć o wzroście stateczności dynamicznej.

Wpływ przemieszczenia zaczepu holowniczego szybowca na stateczność statyczną przedstawiono na rys. 6 i 7. Przesunięcie zaczepu holowniczego poziomo do przodu powoduje zawsze silny wzrost zapasu stateczności statycznej (rys. 6), natomiast przesunięcie zaczepu pionowo w dół zmniejsza zapas stateczności statycznej (rys. 7).

Z szeregu obliczeń i przedstawionych w artykule wykresów wynika, że holowanie przeważnie powoduje wzrost zapasu stateczności szybowca. Zapas stateczności statycznej zapewniający stateczność szybowca w locie swobodnym jest wystarczający

do lotu na holu. Kryterium zapewniające stateczność statyczną jest warunkiem koniecznym, ale nie wystarczającym i bez sprawdzenia stateczności dynamicznej nie może decydować o dopuszczeniu do lotu.

Ważniejsze oznaczenia

α, α_s [1/rad] — zmiana współczynnika siły nośnej i samolotu w zależności od kąta natarcia

α_1, α_{1s} [1/rad] — zmiana współczynnika siły nośnej usterzenia poziomego w zależności od kąta natarcia usterzenia dla szybowca i samolotu

C_n — bezwymiarowy współczynnik aerodynamiczny siły normalnej do linii określony w stosunku do jej średnicy i długości jednostkowej

C_{x1}, C_{x2} — bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne oporu szybowca i samolotu

C_{z1}, C_{z2} — bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej szybowca i samolotu w locie na holu

d [m] — średnica linii holowniczej

h_{z1}, h_{z2} [m] — współrzędne zaczepu holowniczego szybowca i samolotu mierzone pionowo względem środka ciężkości

k_{z1}, k_{z2} [m] — współrzędne zaczepu holowniczego szybowca i samolotu mierzone poziomo względem środka ciężkości

l_0, l_1 [m] — długość linii holowniczej swobodnej i obciążonej

l_{a1}, l_{a2} [m] — średnia ciężka aerodynamiczna szybowca i samolotu

l_{H1}, l_{H2} [m] — odległość osi obrotu steru wysokości od środka ciężkości dla szybowca i samolotu

n [kg/m] — siła aerodynamiczna normalna do linii działająca na 1 m długości

P_{x1} [kg] — siła aerodynamiczna oporu szybowca

q [kg/m] — ciężar jednostkowy metra bieżącego linii

S_1, S_2 [m²] — powierzchnia nośna szybowca i samolotu

S_{H1}, S_{H2} [m²] — powierzchnia nośna usterzenia poziomego szybowca i samolotu

S_n [m²] — powierzchnia zataczana przez śmigło samolotu

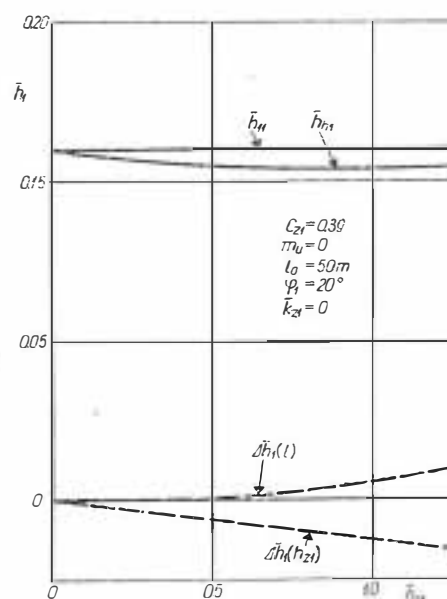
T_1, T_2 [kg] — siła pochodząca od linii holowniczej działająca na zaczepie holowniczym szybowca i samolotu

V [m/s] — prędkość holowania

x_n [m] — odległość płaszczyzny śmigła od środka ciężkości samolotu

x_1 [m] — odległość pozioma między końcami linii holowniczej

x_{s1}, x_{s2} [m] — odległość pozioma środka aerodynamicznego od środka ciężkości dla szybowca i samolotu



Rys. 7. Zmiana zapasu stateczności statycznej szybowca holowanego w funkcji położenia zaczepu holowniczego w locie na holu h_{h1} i w równoważnym locie swobodnym h_{11}

z_1 [m] — odległość pionowa między końcami liny holowniczej

z_{s1}, z_{s2} [m] — odległość pionowa środka aerodynamicznego od środka ciężkości dla szybowca i samolotu

ϵ_1, ϵ_2 [rad] — kąt odchylenia strug spływających ze skrzydła szybowca i samolotu

α_1, α_2 [rad] — kąt natarcia szybowca i samolotu

φ_1, φ_2 [rad] — kąt nachylenia liny holowniczej w stosunku do poziomu mierzony na zaczepach szybowca i samolotu

λ [1/kG] — współczynnik wydłużalności podłużnej liny

Λ_e, Λ_{es} — wydłużenie skrzydła szybowca i samolotu

ρ [kg/s³/m³] — gęstość powietrza

Literatura

1. Etkin B.: „Dynamics of flight”, New York, London 1959.

2. Fiszdron W.: „Mechanika lotu”, cz. I i II, PWN, Warszawa 1961.

3. Maryniak J.: „Uproszczona stateczność podłużna szybowca w locie holowanym”, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, nr 1 z 1967.

4. Maryniak J.: „Stateczność dynamiczna podłużna szybowca w zespole holowniczym”, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, nr 3 z 1967.

5. Maryniak J.: „Konfiguracja liny holowniczej szybowca z uwzględnieniem sił aerodynamicznych”, Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 7 z 1967.

6. Maryniak J.: „Warunki równowagi podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego w ustalonym locie poziomym”, Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 4 z 1968.

7. Остославский Н. В.: „Аэродинамика самолета” — Москва 1957.

8. Остославский Н. В.; Стрелкова Н. В.: „Динамика полета — Устойчивость и управляемость летательных аппаратов”. Издательство Машиностроение, Москва 1965.

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

536.4:681.14.001

○ pewnych możliwościach elektrycznego modelowania procesów spalania

W artykule omówiono zasady elektrycznego modelowania procesów spalania, ilustrując je opisem pracy elektrycznego modelu opracowanego przez Spaldinga, przeznaczonego do symulowania procesów spalania w lotniczych silnikach turbinowych. Następnie opisano model elektryczny Vortmeyera i omówiono wyniki przeprowadzonych na nim badań stateczników płomienia różnych typów. Na zakończenie przytoczono analizę możliwości wykorzystania analogii między reakcją spalania a charakterystyką termistora do elektrycznego modelowania procesów spalania.

Zachęcające wyniki, które uzyskano przy zastosowaniu teorii podobieństwa i modelowania w aerodynamice oraz w zagadnieniach wymiany ciepła, tj. w dziedzinach, w których matematyczna analiza zjawisk jest bardzo trudna, a czasem wręcz niemożliwa, wzbudziły szersze zainteresowanie tą metodą badań naukowych. Opracowano przesłanki umożliwiające zastosowanie jej do badania procesów fizykochemicznych, a więc również i procesów spalania. Jednakże możliwości użycia teorii podobieństwa w dziedzinie kinetyki chemicznej nie są jeszcze zupełnie wyjaśnione.

Jedną z najnowocześniejszych metod modelowania procesów spalania, jakkolwiek budząca jeszcze szereg zastrzeżeń, polega na zbudowaniu modelu elektrycznego.

W pracy [1] omówiono pierwszy model elektryczny, przeznaczony do symulowania procesów spalania w komorach lotniczych silników turbinowych. Wykonany on jest w postaci modelu geometrycznego komory, do

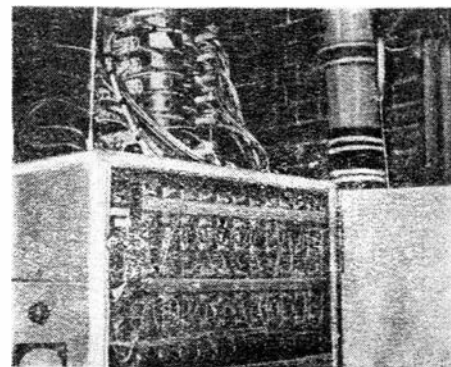
którego doprowadza się dwa strumienie powietrza symulujące dopływ paliwa i powietrza do strefy spalania. W części objętości modelu, w której w rzeczywistej komorze odbywa się proces spalania, równomiernie rozmieszczono elektryczne elementy grzejne. Każdy grzejnik ma podporządkowaną termoparę, która mierzy temperaturę powietrza w otaczającej go objętości.

Ciepło dostarczane przez dany element grzejny nie tylko wpływa na lokalną temperaturę, lecz wskutek cyrkulacji powietrza — na cały obszar. To oddziaływanie między różnymi strefami w modelu jest odpowiednikiem procesu przenoszenia się płomienia podczas reakcji spalania, gdy gorące gazy powstające w jednym punkcie po wymieszaniu się ze świeżą mieszanką zapoczątkowują reakcję w innym punkcie. W płomieniu następują ciągle zmiany prędkości. W modelu są one trudne do odtworzenia wskutek skończonej ilości elementów grzejnych. Im więcej tych elementów, tym dokładniej

model symuluje płomień. Przewidywania są jakościowe. Wykonywanie prób na modelu i interpretacja jego wyników wymagają znajomości teorii podobieństwa reagujących przepływów [2], która tłumaczy, jakie warunki należy spełnić, aby doświadczenia w jednym układzie mogły prowadzić do przewidywań w innym.

Model omówiony w [1] jest prostokątną komorą o wymiarach 50 X

Rys. 1. Ogólny widok modelu elektrycznego do badania procesów spalania



$\times 127 \times 254$ mm. Dwie jego ściany o wymiarach 127×254 mm wykonano z materiału izolacyjnego: jedną z ebonitu, drugą — z pleksiglasu. Elementami grzejnymi są cewki o $\varnothing 19$ mm i oporności 10Ω z drutu miedziowo-konstantanowego o $\varnothing 0,316$ mm. Osie cewek są prostopadłe do boków 127×254 mm, które podzielono na kwadraty o wymiarach $25 \times 25,4$ mm. W środku kwadratów umieszczone są elementy grzejne. W przedniej części komory mocuje się stateczniki. Maksymalna prędkość powietrza w modelu wynosi 18 m/sek.

Wydatek powietrza i przyrost temperatury w modelu są znacznie mniejsze niż w rzeczywistej komorze. Lokalne współczynniki nadmiaru powietrza w komorze modelowej mogą być obliczone w każdym punkcie, w którym mierzona jest temperatura symulującego przepływ powietrza, według następującego wzoru:

$$\alpha = \frac{T_f - T}{T - T_a} \quad (1)$$

gdzie:

T — temperatura zmierzona w punkcie, dla którego oblicza się współczynnik nadmiaru powietrza,

T_a i T_f — odpowiednio temperatury strumieni powietrza symulujących przepływ powietrza i paliwa.

Przebieg badań na modelu jest następujący. Przez model przepuszcza się dwa strumienie powietrza symulujące paliwo i powietrze pierwotne. Przy dowolnym wydatku powietrza, ale określonym stosunku obydwu wydatków, tzn. znanym ogólnym współczynnikiem nadmiaru powietrza, mierzy się rozkład temperatur powietrza, gdy ogrzewany jest strumień symulujący paliwo, a wewnętrzne grzejniki nie są jeszcze włączone. Mając te temperatury można obliczyć za pomocą równania (1) rozkład lokalnego współczynnika nadmiaru powietrza w projektowanej komorze. W następnej kolejności wyłącza się dopływ ciepła do strumienia symulującego paliwo i rozpoczyna się próbę naśladowania reakcji spalania w komorze. W tym celu włącza się grzejniki, wybierając dowolne wartości ciepła doprowadzanego na jednostkę objętości oraz przyrosty temperatur przy spalaniu mieszanki stechiometrycznej. Zmiana temperatury w jakimś punkcie obszaru w modelu powoduje również zmianę temperatur i w innych punktach. W związku z tym niezbędny jest następny zabieg, aby

dobrać odpowiednią dla tej temperatury szybkość doprowadzenia ciepła. Postępowanie ma charakter iteracyjny. Po kilku zmianach w każdym punkcie osiąga się taki stan, gdy lokalny dopływ ciepła, temperatura i lokalny współczynnik nadmiaru powietrza spełniają warunki narzucone przez krzywą opisującą prędkość spalania.

Współczynnik wydzielania ciepła w modelu można określić stosując wzór:

$$\eta = \frac{\Delta T_o}{\Delta T_{st}} \frac{\alpha_{og}}{\alpha_{st}} \quad (2)$$

gdzie:

ΔT_o — przyrost temperatury powietrza w analogu,

α_{st} — współczynnik nadmiaru powietrza dla mieszanki stechiometrycznej,

α_{og} — ogólny współczynnik nadmiaru powietrza dla danego doświadczenia,

ΔT_{st} — przyrost temperatury w rzeczywistej komorze przy spalaniu mieszanki stechiometrycznej.

W badaniach modelowych wprowadzono pewne uproszczenia, przyjmując prostą postać dla funkcji opisującej prędkość spalania, ze względu na fakt łatwiejszego jej naśladowania (rys. 2).

W opisanym modelu przeprowadzono szereg prób w celu porównania uzyskanych wyników z wynikami badań na rzeczywistych komorach spalania. Między innymi wykonano badania stateczników płomienia. Ilościowe porównanie możliwe było tylko dla kilku stateczników, przy czym nie stwierdzono, aby wyniki na modelu przeczyły jakościowo faktom znanym z dotychczasowych prac nad komorami spalania, a płomień „modelowy” znajdował się na ogół w miejscu, w którym powinien być płomień rzeczywisty.

Jedną z zasadniczych wad modelu jest niemożliwość odtworzenia zmiany gęstości czynnika w komorze przy wzroście temperatury w czasie

zapłonu. Różnica między długościami strefy zaburzenia dla przepływu zimnego i ze spalaniem zmienia się prawie o rząd wielkości i w związku z tym metody modelowania, przy użyciu których nie uwzględnia się zmian gęstości czynnika wskutek spalania, mają przybliżony charakter. Nie daje on również informacji o rozkładzie paliwa, spalaniu wibracyjnym, przekazywaniu ciepła ściankom, tworzeniu nagaru i mieszanii strumieni powietrza pierwotnego i wtórnego.

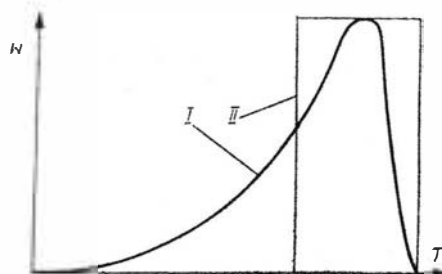
Nie można jednak nie zauważyć pewnych zalet modelu elektrycznego. Za pomocą stosunkowo prostych urządzeń można porównać komory o różnych kształtach geometrycznych i uzyskać wgląd do wnętrza „płomienia”. Na przykład, zmieniając stopniowo obciążenie komory można zaobserwować, jak płomień dostosowuje się do tej zmiany, w których obszarach temperatura najszybciej wzrasta i gdzie następuje zdmuchnięcie płomienia. Najbardziej nadaje się on do badania komór z wstępnym odparowaniem paliwa, ponieważ występuje w nich czynnik jednofazowy i odpada w związku z tym problem odwzorowania wtrysku paliwa.

Idea elektrycznego modelowania procesów spalania stanowi nową tendencję myślową w podejściu do rozwiązywania skomplikowanych problemów fizykochemicznych występujących w komorach i paleniskach. Znalazła ona dalsze rozwinięcie w [3], [4], [5], [6].

W [3] przeprowadzono próby na modelu prostokątnym o szerokości 194 mm, wysokości 125 mm i długości 250 mm, wykonanym ze szkła organicznego. Na bocznych ścianach 125×250 mm naniesiono siatkę i uzyskano 100 prostokątów. W każdym prostokącie umieszczono element grzejny, składający się z dwóch równoległych cewek o średnicy 6,5 mm każda, i termoparę miedz — konstantan. Powietrze było dostarczane z wentylatora, przy czym wydatek maksymalny przez model wynosił 1100 kG/h przy ciśnieniu atmosferycznym. Zbudowano również model cylindryczny o średnicy wewnętrznej 155 mm i długości 800 mm.

Technika przeprowadzenia prób była następująca. Po umieszczeniu statecznika na wlocie modelu włączono dopływ powietrza i prądu o napięciu 12 V do grzejników. Przyjmując pewną temperaturę, np. za statecznikiem, jako poziom odniesie-

Rys. 2. Typowa krzywa (I) szybkości reakcji i jej uproszczona postać (II) przyjęta do założeń modelu



nia odczytywano wskazania termopar przy poszczególnych grzejnikach. Grzejniki, których termopary wskazywały temperatury niższe od temperatury odniesienia, wyłączono. W cieniu statecznika utrzymywało się stateczne pole temperatur wyższych. Następnie podwyższano temperaturę odniesienia dopóty, dopóki pole statecznych temperatur za statecznikiem nie zniknęło. Wtedy uznano modelowy płomień za zdmuchnięty. Na podstawie danych odczytanych z przyrządów kontrolno-pomiarowych obliczono współczynnik obciążenia L odpowiadający warunkom zdmuchnięcia płomienia.

Na omówionym wyżej stoisku przeprowadzono badania stateczności „płomienia” dla stateczników o różnych kształtach. Na rysunku 3a pokazano wyniki badań modelowych i na gorąco stateczników pierścieniowych. Krzywe mają podobne przebiegi, jakkolwiek różnią się pod względem ilościowym. Rys. 3b przedstawia wyniki badań stateczników tarczowych i rynienkowych. Z dotychczasowych badań wiadomo, że płomień jest najbardziej stateczny za większością tępych ciał i położenie krzywej dla stateczników tarczowych poniżej krzywej dla statecznika rynienkowego jest niezrozumiałe. Ogólnie jednak biorąc, wartości liczbowe współczynnika obciążenia L_{zdm} uzyskane z badań na gorąco leżą w pobliżu współczynników uzyskanych w badaniach modelowych.

Ze względu na małą ilość prób na gorąco weryfikujących wyniki uzyskane przy użyciu modelu nie można na razie zalecać metody modelowania elektrycznego jako konkretnego narzędzia dla konstruowania komór spalania.

W dziedzinie modelowania elektrycznego procesów spalania istnieje jeszcze możliwość wykorzystania półprzewodników [5]. Wiadomo, że przewodnictwo właściwe wielu półprzewodników spełnia równanie:

$$\sigma = \sigma_0 e^{-\frac{B}{T}} \quad (3)$$

które jest analogiczne do prawa Arrheniusa dla stałej w równaniu na szybkość reakcji:

$$K = K_0 e^{-\frac{E}{RT}} \quad (4)$$

Zjawisko dla obydwu przypadków jest wspólne — egzotermiczny proces cieplny z nieliniowym eksponencjalnym źródłem ciepła. Analogia między równaniami może być wykorzystana do elektrycznego modelowania zapłonu, spalania i gaśnięcia cząsteczki węgla lub innego zjawiska z dziedziny spalania, jeśli spełnia ono założenia omówione w [7].

Przy modelowaniu uwzględniającym zależności (3) i (4) należy symulować wydzielanie ciepła przy spalaniu wydzielaniem go w półprzewodniku wskutek przepływu prądu. Takie procesy towarzyszące spalaniu, jak przenoszenie ciepła i promieniowanie są w tym przypadku zachowane, ale odbywają się przy niższych temperaturach.

Jako przykład analogii dającej się wykorzystać w modelowaniu można wskazać na związek między dwoma pozornie różnymi zjawiskami: „wybuch cieplny” mieszanki palnej i odwrócenie charakterystyki termistora przy podgrzaniu go prądem elektrycznym. Quasistacjonarny bilans cieplny naczynia z reagującą mieszaniną może być przedstawiony w postaci równania, którego lewa strona

reprezentuje ciepło wydzielane, a prawa — odprowadzane w jednostce czasu:

$$V K_0 e^{-\frac{E}{RT}} f(c) q = \alpha_w F (T - T_0) \quad (5)$$

gdzie:

V i F — objętość i powierzchnia naczynia,

K_0 i E — stała i energia aktywacji w prawie Arrheniusa,

$f(c) \approx \text{const}$ (przy pominięciu wypalania) — zależność szybkości reakcji od koncentracji,

q — ciepło reakcji,

α_w — współczynnik wymiany cieplnej,

T i T_0 — temperatura mieszanki i otoczenia.

Przyjęty w pracy [7] model „zero-wymiarowy”, inaczej punktowy, polega na tym, że nie uwzględnia się w obliczeniach zmiennych parametrów w komorze, a wprowadza się parametry średnie dla całej komory lub jej pewnego obszaru wyodrębnionego do badań. Takie założenie, oprócz uproszczenia zagadnienia matematycznego w związku z przejściem od równań nieliniowych różniczkowych do algebraicznych, umożliwia również prostą interpretację fizyczną przyjętego modelu. Jest to przypadek całkowitego wymieszania świeżej mieszanki z produktami spalania, któremu odpowiada całkowite wyrównanie temperatury i koncentracji w przestrzeni spalania. Tego rodzaju założenie w wielu przypadkach odpowiada realnym warunkom przebiegu procesu w komorze, w szczególności w strefie zapłonu świeżej mieszanki.

Zakładając, że wypalanie mieszanki nie następuje, można nie rozwijać funkcji $f(c)$ i uznać ją za pewną stałą. Łącząc wszystkie stałe mnożniki w równaniu (5), tj. K_0 , $f(c)$, q , V , i oznaczając je symbolem A , można go przedstawić w uproszczonej postaci:

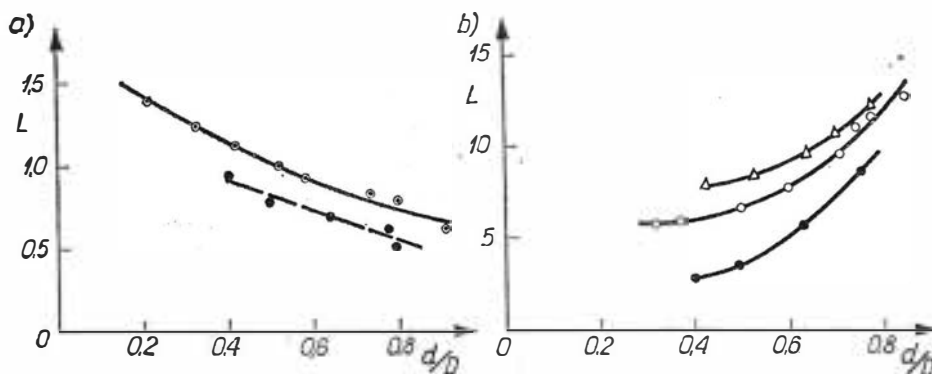
$$Q_1 = A e^{-\frac{E}{RT}} \quad (6)$$

Z drugiej strony ciepło przekazywane z naczynia do otoczenia w jednostce czasu, a więc prawa strona równania (6) wyraża się zależnością:

$$Q_2 = \alpha_w F (T - T_0) = B (T - T_0) \quad (7)$$

Warunkiem istnienia stacjonarnego zakresu przebiegu reakcji jest równość: $Q_1 = Q_2$

Oznaczając $\Theta = \frac{RT}{E}$ oraz $\frac{B}{A} = c$



Rys. 3. Wyniki badań stateczników: a) pierścieniowych, b) tarczowych i rynienkowych

□ — stateczniki pierścieniowe,
○ — stateczniki tarczowe,
△ — stateczniki rynienkowe,

● — stateczniki pierścieniowe i tarczowe badane na gorąco,
 d — średnica lub szerokość statecznika,
 D — szerokość komory modelu

otrzymuje się:

$$e^{-\frac{1}{\Theta}} = c (\Theta - \Theta_0) \quad (8)$$

Równaniu stacjonarnego bilansu cieplnego termistora można nadać postać analogiczną do zależności (8):

$$\frac{U^2}{R T_\infty} e^{-\frac{B}{T}} = \alpha F (T - T_0) \quad (9)$$

gdzie:

U — napięcie,

$R T_\infty = \frac{e}{\sigma_\infty F}$ — oporność termistora przy $T \rightarrow \infty$,

σ_∞ — przewodnictwo właściwe przy $T \rightarrow \infty$,

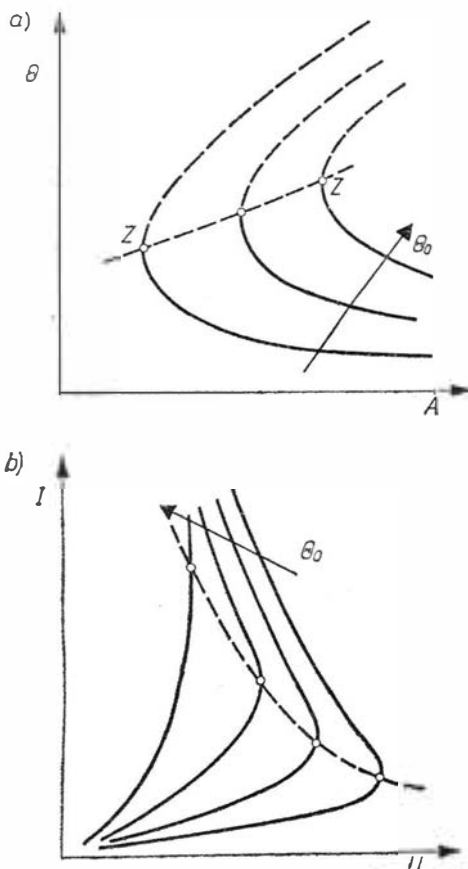
l i F — odpowiednio długość i przekrój termistora,

B — współczynnik temperaturowy oporności,

pozostałe oznaczenia jak wyżej.

Po przekształceniach otrzymuje się zależność identyczną do (8), przez co jednocześnie udowadnia się istnienie formalnej analogii matematycznej między dwoma zjawiskami. Równanie (8) można wykreślić przedstawić w postaci pokazanej na rys. 4a. Górne gałęzie krzywych, zaznaczone przerywanymi liniami, odpowiadają niestatecznym stanom, w których nie może się odbywać proces spalania. Punkty na krzywych

Rys. 4. a) wykreślna postać równania (8), b) charakterystyka termistora



odpowiadające warunkom zapłonu, mogą być obliczone ze wzoru N. N. Siemionowa po dwóch przybliżeniach:

$$\Theta_z = \frac{1 - \sqrt{1 - 4\Theta_0}}{2} \approx \Theta_{0z} + \Theta_{0z}^2 \quad (10)$$

Podobny przebieg mają krzywe $I = f(U)$ (rys. 4b) dla termistora, a punkty ekstremalne $\frac{dU}{dI} < 0$ określa się również za pomocą wzoru (10). W teorii, którą posłużono się przy wyprowadzaniu tej analogii, założono brak wypalenia mieszanki i stąd wynika jej praktyczne ograniczenie. W związku z tym korzystniej jest jako przykład rozpatrywać spalanie cząsteczki węgla, ponieważ odpowiada on warunkom punktowej komory spalania omówionej w [7]. Wychodząc z równania quasistacjonarnego bilansu ciepła dla palącego się gazu przy reakcji pierwszego rzędu i wymianie ciepła na powierzchni cząsteczki za pomocą konwekcji otrzymuje się następującą zależność:

$$\frac{K_o}{\alpha_d} = A (\Theta - \Theta_0) \quad (11)$$

gdzie:

$\frac{K_o}{\alpha_d} = \frac{R_c}{R T_\infty}$ — parametr, charakteryzujący stosunek oporów dyfuzyjnego i kinetycznego (lub odwrotny stosunek przewodności), a dla modelu elektrycznego — stosunek stałej oporności elektrycznej R_c do oporności $R T_\infty$;

$A = \frac{E \alpha_k}{R q \Theta_0} = \frac{B F R_c \alpha_k}{U_0^2}$ — parametr charakteryzujący stosunek ciepła przekazanego do wydzielonego, przy czym q — efekt cieplny reakcji odniesiony do jednostki objętości reagującego gazu, α_k — współczynnik konwekcji.

Można zbudować model elektryczny, który będzie naśladował równanie (11). W tym celu należy zestawić obwód składający się z termistora

o oporności $R T e^{\frac{B}{T}}$ oraz stałego opornika R_c , pracującego w tych samych warunkach temperaturowych (np. cienkiego drucika konstantanowego ściśle nawiniętego na termistor).

Równanie (11) najlepiej przedstawić graficznie we współrzędnych $\eta = \Theta$, gdzie $\eta = 1 - \frac{c}{c_0} = 1 - \frac{U}{U_0}$ — współczynnik wydzielania ciepła w zagad-

nieniu spalania lub względny spadek napięcia na oporniku R w zagadnieniu elektrycznym.

Na rysunku 5 pokazane są stacjonarne krzywe temperaturowe oraz odpowiadające im charakterystyki termistora. Punkty z i z_g (zgaśnięcia) można określić z zależności:

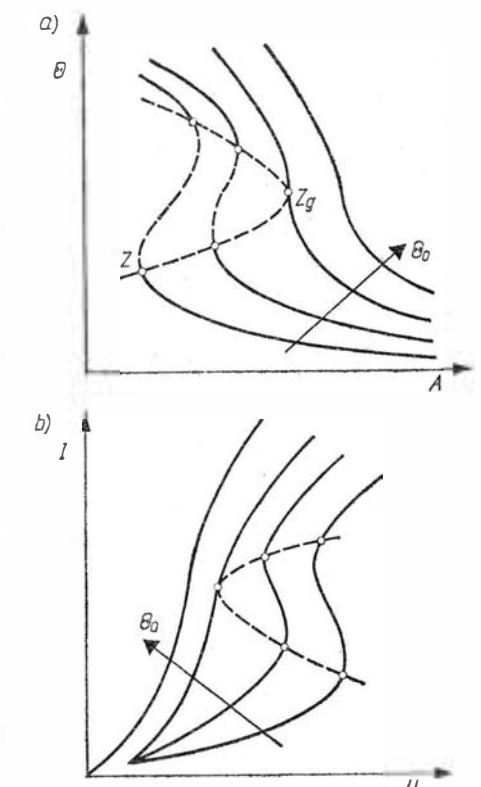
$$\Theta = \frac{1 + 2A\Theta_0 \pm \sqrt{1 - 4\Theta_0 - 4\Theta_0^2 A}}{2(1 + A)} \quad (12)$$

która przy $A \rightarrow 0$ przekształca się w znany wzór N. N. Siemionowa (10). Przy wzroście A punkty z i z_g pokrywają się na pewnej krzywej.

W ten sposób zdejmując charakterystyki $I = f(U)$ obwodu elektrycznego, składającego się z szeregowo połączonych opornika R_c i termistora o oporności $R T e^{\frac{B}{T}}$, oraz obliczając wartości temperatur lub wykonując bezpośrednio pomiary cieplne palącej się cząsteczki węgla (albo równoważne warunki procesu adiabatyicznego w komorze spalania w formie bezwymiarowej).

Bardzo interesującą metodą modelowania z zachowaniem zasadniczych elementów fizycznych, tzn. gazodynamicznej struktury turbulentnego przepływu, zaproponowano w [6].

Rys. 5. a) krzywe temperaturowe dla zagadnienia termodynamicznego, b) odpowiadające im charakterystyki termistora dla zagadnienia elektrycznego



Ciepło wydzielone w czasie spalania symuluje się w tym przypadku za pomocą ciepła, które wydziela się przy przepływie prądu elektrycznego przez rozgrzany gaz. Matematyczną podstawą do takiej analogii jest podobieństwo temperaturowej zależności szybkości reakcji i przewodnictwa elektrycznego plazmy niskotemperaturowej.

Aby usunąć pewne wady konstrukcyjne omówionych wyżej modeli, należy przewidzieć w ich budowie pewne elementy automatyki, co oczywiście komplikuje konstrukcję pozabawiając urządzenie analogowe jednej z podstawowych zalet — prostoty. W najnowszej swojej postaci urządzenie elektryczne do modelowania procesów spalania przekształca się w analogową maszynę liczącą.

Literatura

1. Spalding D. B.: „Analogue for high-intensity steady — flow combustion phenomena”, Proceedings of the institution of mechanical engineers, vol. 171, No 10 z 1957.
2. Spalding D. B.: „The art of partial modeling”, 9th Symposium on Combustion, 1962.
3. Vortmeyer D.: „Examination of the possibility of predicting reaction rate controlled flame phenomena by the use of cold models”, 9th Symposium on Combustion, 1962.
4. Buchman S. W., Wulis L. A.: „Issledowanie gorenija ugodnoj pyli”. Trudy Odiesskogo Uniwersiteta, seria fizycznych nauk, wydruk 7, 1960.
5. Wulis L. A.: „O modelirovanii tiepłowego režima gorenija s pomoszczju przewodnikowych soprotiwlenij”. Izwiestija Akademii Nauk Kazachskoj SSR, seria energetičeskaja, wydruk 1/17, Alma/Ata, 1960.
6. Wulis L. A., Jarin L. P.: „Ob elektromodelirovanii prociešsa gorenija s po-

moszczju niskotemperaturnoj plazmy”, Inženierno-fizičeskij žurnal, tom XI, 5, najbr. 1966.

7. Wulis L. A.: „Tieplowoj režim gorenija”, Gosudarstwennoje Energetičeskoe Izdatielstwo; Moskwa, 1954.

8. Kuźmin M. P.: „Elektromodelirovanije niekotorych niestacionarnych tieplowych processow”, Izdatielstwo „Energia”, Moskwa, 1964.

9. Spalding D. B. I.: „Predicting the laminar flame speed in gases with temperature — explicit reaction rates”.

II „One — dimensional laminar theory for temperature — explicit reaction rates”, Combustion and flame, No 3, september 1957.

10. Spalding D. B. und Vortmeyer D.: „Application of an iterative network analogue computer to the theory of flame propagation”. Combustion and flame, vol. VI, 1962.

11. Wołyński B. A., Buchman B. E.: „Modieli dla rieszenija krajewych zadacz”, Fizmatgiz, Moskwa, 1960.

Mgr KRYSTIAN IGNAS

WSK Rzeszów

62 — 253.5:681.142

Obliczenia maksymalnej grubości łopatki na EMC „Odra” 1003

W artykule opisano metodę numeryczną wyznaczenia maksymalnej grubości łopatek opracowaną w Ośrodku Obliczeń Numerycznych WSK w Rzeszowie. Podano również informacje o programie, według którego realizuje się obliczenia na elektronicznej maszynie cyfrowej (EMC) Odra 1003.

Poprawność wykonania łopatki sprawdza się m.in. przez pomiar maksymalnej grubości łopatki wirnika. Przeprowadzenie pomiaru możliwe jest tylko wtedy, gdy znany jest teoretyczny wymiar maksymalnej grubości łopatki.

Wielkość tę może określić konstruktor podczas projektowania łopatki i wówczas praca ta nie nastęca większych trudności. Natomiast, gdy dysponujemy tylko współrzędnymi profilu, dla znalezienia maksymalnej jego grubości trzeba wykreślić profil łopatki w skali nie mniejszej niż 40 : 1 oraz drogą „kolejnych przybliżeń” trzeba znaleźć koło o największym promieniu dające się wpisać w profil. Wynik takiego postępowania nie jest jednoznaczny, zależy bowiem od indywidualnych cech kreślarza.

Jednoznaczny i dokładny wynik można otrzymać jedynie drogą rachun-

kową. Nie ma jednak prostej a jednocześnie dokładnej metody rachunkowej dającej szybko rozwiązanie. Numeryczna metoda wyznaczenia grubości łopatki jest szybka i skuteczna wtedy, gdy obliczenie prowadzi się na EMC. Obliczenie arytmometrem jest bardziej pracochłonne niż postępowanie tradycyjne (metoda wykreślna).

Warto tu zwrócić uwagę, że po wprowadzeniu pewnych uzupełnień w numerycznej metodzie można ją stosować do poszukiwania maksymalnej i minimalnej odległości między dwiema dowolnymi krzywymi zadanymi przez współrzędne punktów, a więc do obliczeń maksymalnych grubości profili niełopatkowych, maksymalnych prześwitów szczelin profilowych.

W artykule ograniczamy się do podania tej metody w odniesieniu do łopatek dobrze ustawionych w sen-

sie tej metody w układzie współrzędnych, tzn. cięciwa łopatki jest nachylona w granicach 30°÷60° do osi x.

Nie zwrócono tu uwagi na wypadki graniczne, które mogą powodować powstawanie nieoznaczności, gdyby metodę tę uznać za ogólną i stosować do szukania maksymalnej grubości dowolnego profilu.

Opis metody

Zakładamy, że linia grzbietu łopatki zadana jest punktami:

$$(x_i, y_{Gi}) \quad i = 1, 2, 3 \dots n \quad (1)$$

a linia koryta łopatki zadana jest punktami:

$$(x_i, y_{Ki}) \quad i = 1, 2, 3 \dots n \quad (2)$$

Profil łopalki wyznacza się prowadząc przez trzy kolejne punkty wielomiany interpolacyjne drugiego stopnia. Takie przybliżenie rzeczywistej linii profilu jest dostatecznie dokładne i zapewnia w zupełności wymaganą w praktyce „płynność” profilu.

Poszukiwanie maksymalnej grubości profilu łopalki składa się z dwu etapów. W pierwszym etapie znajduje się obszar ograniczony parabolami:

$$y = a_G x^2 + b_G x + c_G \quad (3)$$

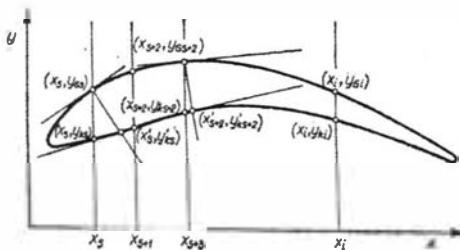
$$y = a_K x^2 + b_K x + c_K \quad (4)$$

przechodzącymi odpowiednio przez punkty:

$$(x_s, y_{Gs}), (x_{s+1}, y_{Gs+1}), (x_{s+2}, y_{Gs+2}) \quad (5)$$

i punkty:

$$(x_s, y_{Ks}), (x_{s+1}, y_{Ks+1}), (x_{s+2}, y_{Ks+2}) \quad (6)$$



Rys. 1

oraz prostymi normalnymi do parabol (3) w punktach (x_s, y_{Gs}) i (x_{s+2}, y_{Gs+2}) takiego, że zawiera w sobie środek maksymalnego koła wpisanego w profil. Punkty (5), (6) należą do zbioru punktów (1) i (2) (rys. 1).

Współczynniki parabol (3) znajduje się z układu równań:

$$x_s^2 a_G + x_s b_G + c_G = y_{Gs}$$

$$x_{s+1}^2 a_G + x_{s+1} b_G + c_G = y_{Gs+1} \quad (7)$$

$$x_{s+2}^2 a_G + x_{s+2} b_G + c_G = y_{Gs+2}$$

a współczynniki parabol (4) znajdujemy rozwiązując układ równań:

$$x_s^2 a_K + x_s b_K + c_K = y_{Ks}$$

* Ośrodek Obliczeń Numerycznych od dwu lat wykonuje zagęszczanie współrzędnych profilu metodami numerycznymi. Dotychczasowa praktyka wykazała, że linie, jaką otrzymuje się przez zastąpienie linii rzeczywistej profilu łukami wielomianów drugiego stopnia przechodzącymi przez trzy kolejne dane punkty profilu, pokrywa się z linią otrzymaną metodą wykreślną.

$$x_s^2 + 1 a_K + x_{s+1} b_K + c_K = y_{Ks+1} \quad (8)$$

$$x_s^2 + 2 a_K + x_{s+2} b_K + c_K = y_{Ks+2}$$

Normalna do parabol (3) w punkcie (x_s, y_{Gs}) ma równanie:

$$y = \frac{-1}{2a_G x_s + b_G} (x - x_s) + y_{Gs} \quad (9)$$

i analogicznie równanie normalnej do parabol (3) w punkcie (x_{s+2}, y_{Gs+2}) ma postać:

$$y = \frac{-1}{2a_G x_{s+2} + b_G} (x - x_{s+2}) + y_{Gs+2} \quad (10)$$

Aby stwierdzić, czy środek koła o maksymalnym promieniu znajduje się wewnątrz obszaru ograniczonego przez normalne (9) i (10) oraz krzywe (3) i (4), należy znaleźć kierunki stycznych do krzywych (3) i (4) w punktach (x_s, y_{Gs}) , (x'_s, y'_{Gs}) , (x_{s+2}, y_{Gs+2}) , (x'_{s+2}, y'_{Gs+2}) . Punkty te są punktami przecięcia linii grzbietu i koryta z normalnymi. I tak kąt nachylenia stycznej do parabol (3) w punkcie (x_s, y_{Gs}) określa $\tan \alpha_{Gs} = 2x_s a_G + b_G$, kąt nachylenia stycznej do parabol (3) w punkcie (x_{s+2}, y_{Gs+2}) określa $\tan \alpha_{Gs+2} = 2x_{s+2} a_G + b_G$, kąt nachylenia stycznej do parabol (3) w punkcie (x'_s, y'_{Gs}) określa $\tan \alpha_{Ks} = 2x'_s a_K + b_K$, kąt nachylenia stycznej do parabol (3) w punkcie (x'_{s+2}, y'_{Gs+2}) określa $\tan \alpha_{Ks+2} = 2x'_{s+2} a_K + b_K$.

Wielkość x'_s otrzymuje się rozwiązując równanie (4) i (9) ze względu na x i y . Z dwu rozwiązań, jakie otrzymujemy, wybiera się tę parę rozwiązań, w której pierwiastek y ma mniejszą wartość bezwzględną. Wielkość x'_{s+2} otrzymuje się analogicznie rozwiązując układ równań (4) i (10).

Jeżeli teraz:

$$\tan \alpha_{Gs} - \tan \alpha_{Ks} > 0 \quad (11)$$

i równocześnie:

$$\tan \alpha_{Gs+2} - \tan \alpha_{Ks+2} < 0 \quad (12)$$

to środek (x_R, y_R) koła o maksymalnym promieniu znajduje się wewnątrz obszaru ograniczonego przez linie (3), (4), (9) i (10).

Jeżeli nie zachodzi warunek (11), a równocześnie zachodzi warunek (12), to obszar, w którym znajduje się środek koła o maksymalnym promieniu, leży na lewo od rozpatrywanego obszaru.

W przypadku gdy warunek (11) zachodzi, a równocześnie nie zachodzi warunek (12), poszukiwany obszar leży na prawo od obszaru rozpatrywanego.

Następnie znajdujemy takie s ($1 \leq s \leq n-2$), że warunek (11) i (12) jest spełniony, a zatem obszar zawiera środek (x_R, y_R) . Od tego momentu rozpoczyna się drugi etap obliczeń, który polega na szukaniu środka (x_R, y_R) w znalezionym w poprzednim etapie obszarze.

Przyjmujemy, że obszar ten wyzna-

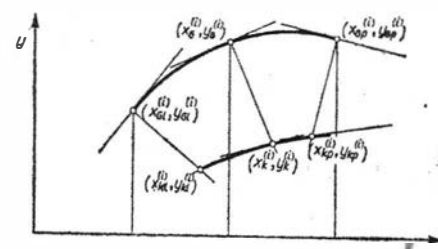
czony jest przez parabole postaci (3) i (4) oraz proste normalne do parabol (3) przechodzące odpowiednio: jedna przez punkty:

$$(x_{Gl}^{(i)}, y_{Gl}^{(i)}), (x_{Kl}^{(i)}, y_{Kl}^{(i)})$$

a druga przez punkty:

$$(x_{Gp}^{(i)}, y_{Gp}^{(i)}), (x_{Kp}^{(i)}, y_{Kp}^{(i)}) \quad (\text{rys. 2})$$

Punkty te na ogół nie należą do zbioru punktów (1) i (2).



Rys. 2

Oczywiście zachodzą warunki:

$$\tan \alpha_{Gl}^{(i)} - \tan \alpha_{Kl}^{(i)} > 0$$

$$\tan \alpha_{Gp}^{(i)} - \tan \alpha_{Kp}^{(i)}$$

Znajdujemy na paraboli (3) punkt $(x_G^{(i)}, y_G^{(i)})$, którego odcięta $x_G^{(i)} = \left(x_{Gl}^{(i)} + x_{Gp}^{(i)} \right) \frac{1}{2}$. Następnie wyznaczamy punkt $(x_K^{(i)}, y_K^{(i)})$ przecięcia się normalnej do krzywej (3) w punkcie $(x_G^{(i)}, y_G^{(i)})$ o równaniu:

$$y = \frac{-1}{2a_G x_G^{(i)} + b_G} (x - x_G^{(i)}) + y_G^{(i)} \quad (13)$$

z parabolą (4).

Badamy czy:

$$|x_{Gl}^{(i)} - x_{Gp}^{(i)}| \leq \varepsilon \quad (14)$$

gdzie ε dokładność, z jaką chcemy wyznaczyć współrzędną x_R . Jeżeli

warunek (14) zachodzi, to wyliczamy współrzędne środka koła o maksymalnym promieniu x_R , y_R i średnicę D z wzorów:

$$x_R = \left(x_G^{(i)} + x_K^{(i)} \right) \frac{1}{2}$$

$$y_R = \left(y_G^{(i)} + y_K^{(i)} \right) \frac{1}{2} \quad (15)$$

$$D = \sqrt{(x_G^{(i)} - x_K^{(i)})^2 + (y_G^{(i)} - y_K^{(i)})^2}$$

i proces obliczeniowy zostaje zakończony.

Jeżeli warunek (14) nie zachodzi, to musimy zawęzić rozpatrywany obszar (i -ty). Normalna (13) dzieli i -ty obszar na dwie części. Jedna część tego obszaru zawiera środek koła (x_R , y_R). Aby znaleźć tę część obszaru, obliczamy wartość liczbową różnicy:

$$\operatorname{tg} \alpha_G^{(i)} - \operatorname{tg} \alpha_K^{(i)} \quad (16)$$

$$\text{gdzie } \operatorname{tg} \alpha_G^{(i)} = 2a_G x_G^{(i)} + b_G$$

$$\operatorname{tg} \alpha_K^{(i)} = 2a_K x_K^{(i)} + b_K$$

Jeżeli różnica (16) jest większa od zera, to obszar $i + 1$ zawierający środek koła o maksymalnym promieniu będzie ograniczony przez parabolę (3), (4) oraz proste normalne do (3)

przechodzące odpowiednio: pierwsza przez punkty:

$$(x_{Gl}^{(i+1)}, y_{Gl}^{(i+1)}) = (x_G^{(i)}, y_G^{(i)})$$

$$(x_{Kl}^{(i+1)}, y_{Kl}^{(i+1)}) = (x_K^{(i)}, y_K^{(i)})$$

druga przez punkty:

$$(x_{Gp}^{(i+1)}, y_{Gp}^{(i+1)}) = (x_{Gp}^{(i)}, y_{Gp}^{(i)})$$

$$(x_{Kp}^{(i+1)}, y_{Kp}^{(i+1)}) = (x_{Kp}^{(i)}, y_{Kp}^{(i)})$$

Jeżeli różnica (16) jest mniejsza od zera, to proste normalne ograniczające obszar $i + 1$ będą przechodzić odpowiednio:

pierwsza przez punkty:

$$(x_{Gl}^{(i+1)}, y_{Gl}^{(i+1)}) = (x_{Gl}^{(i)}, y_{Gl}^{(i)})$$

$$(x_{Kl}^{(i+1)}, y_{Kl}^{(i+1)}) = (x_{Kl}^{(i)}, y_{Kl}^{(i)})$$

druga przez punkty:

$$(x_{Gp}^{(i+1)}, y_{Gp}^{(i+1)}) = (x_G^{(i)}, y_G^{(i)})$$

$$(x_{Kp}^{(i+1)}, y_{Kp}^{(i+1)}) = (x_K^{(i)}, y_K^{(i)})$$

Dla obszaru $i + 1$ prowadzimy identyczny rachunek jak dla obszaru i -tego. Obliczenie x_R , y_R , D według wzorów (15) w tym kroku obliczeniowym, przy którym spełniony bę-

dzie warunek (14) lub różnica (16) będzie równe zero.

Program dla EMC

Opisana metoda została zaprogramowana dla EMC Odra 1003. Program napisany w autokodzie MOST-1 zawiera 212 instrukcji. W programie przyjęto, że ilość punktów n będzie wynosić 5. W praktyce nie stanowi to istotnego ograniczenia. Dla wykonania obliczeń należy wyperforować na taśmie numer łopatki, numer przekroju, współrzędne 5 punktów (razem 22 liczby). W wyniku otrzymujemy x_R , y_R , D . Perforowanie danych trwa ok. 1 min. Czas obliczeń dla jednego profilu zależy od dokładności ε i tak dla $\varepsilon = 0,1$ mm wynosi 80 sek, przy dokładności $\varepsilon = 0,01$ mm wynosi 105 sek.

Czas druku trwa ok. 45 sek. Łączny czas od chwili dostarczenia danych do momentu otrzymania wyników nie przekroczy 5 min. dla jednego przekroju.

Ogólnie w stosunku do tradycyjnej metody uzyskuje się 80-krotne skrócenie czasu wykonania pracy oraz znacznie większą dokładność wyników.

Nowości Techniczne

Europejski autobus powietrzny A-300

Podpisane 26 września 1967 r. między Francją, Anglią i NRF porozumienie — „Memorandum of Understanding” — w sprawie wspólnej budowy przez te trzy kraje autobusu powietrznego A-300 na krótkie i średnie trasy uważa się za pierwszy krok w kierunku zjednoczenia zachodnio-europejskiego przemysłu lotniczego. Projekt samolotu jest opracowywany przez zespół, w skład którego wchodzi fachowcy z firm Sud-Aviation, Hawker Siddeley i Airbus GmbH, przy czym kierownictwo projektu należy do firmy Sud-Aviation. Próby w locie prototypów przewiduje się na rok 1971, wprowadzenie samolotów do eksploatacji — na rok 1973. Pięć europejskich towarzystw lotniczych (BEA, Air France, Air Inter, Luft-hansa, Condor) zamówiło już 75 samolotów A-300; spodziewane są zamówienia na dalszych 50 sztuk.

Projektanci stawiają przed samolotem następujące warunki:

— małe koszty eksploatacyjne (przynajmniej o 30% mniejsze niż w przypadku obecnie stosowanych samolotów na małe i średnie trasy),

— krótkie czasy przygotowawcze, — prosta i mało czasu pochłaniająca obsługa, — duża trwałość płatowca (60 000 godz. przy założeniu prostych i ta-

— możliwość zastosowania do transportu towarów w pojemnikach i na paletach, — możliwość dalszego rozwoju.

Jednym z najsukuteczniejszych spo-



nich napraw lub 40 000 godz. bez żadnych napraw),

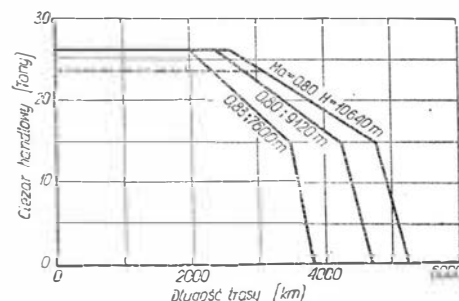
— duże bezpieczeństwo lotów, — możliwość eksploatacji na typowych trasach komunikacji turystycznej,

sobów zmniejszenia kosztów eksploatacyjnych samolotów pasażerskich, w szczególności na krótkie i średnie trasy, jest skrócenie czasów przygotowawczych. Zagadnieniu temu poświęcono wiele uwagi, m.in. przy pro-

jektowaniu kabiny pasażerskiej (dwa przejścia wzdłuż kabiny o szerokości 50 cm, cztery duże wejścia dla pasażerów). Dzięki temu całkowity czas przygotowania samolotu A-300 nie będzie przekraczał 25 min. Warunek przystosowania samolotu do komunikacji turystycznej i do transportu pojemników i palet towarowych (w czysto towarowej wersji samolotu) wynika z dążenia do zwiększenia ilości produkowanych samolotów.

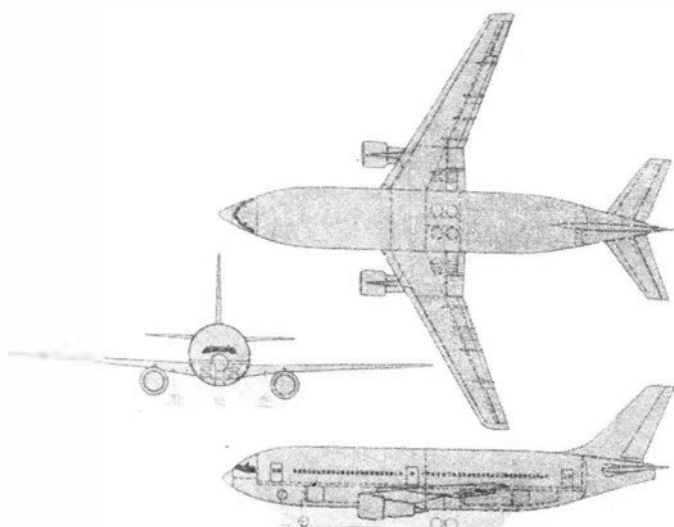
— mniejsze koszty napraw i części zamiennych,
— mniejsze koszty obsługi i przeglądów.
Silniki są zabudowane pod skrzydłem, co w porównaniu z zabudową na ogonie zmniejsza ciężar układu, ułatwia montaż i upraszcza obsługę. Jako napęd samolotu był początkowo brany pod uwagę silnik Pratt and Whitney JT9D, ostatecznie jednak zdecydowano się na trójwałowy silnik Rolls-Royce RB 207-03 o ciągu

Długość startu przy maks. ciężarze całkowitym 2030 m
Długość pasa do lądowania przy maks. ciężarze przy lądowaniu 1650 m
Zasięg obliczeniowy 2200 km



Na załączonym wykresie przedstawiono zależność ciężaru handlowego samolotu od długości trasy dla różnych wysokości lotu przy założeniu rezerwy paliwa na 45 min, wyczekiwania na wysokości 1500 m, na 370 km przelotu na lotnisko zastępcze i 5% rezerwy na kołowanie.

W.K.



Wybór tzw. obliczeniowej długości trasy samolotu był poprzedzony analizą statystyk europejskiej komunikacji lotniczej. Z analizy tej wynika, że większość lotów pasażerskich w zachodniej Europie odbywa się na trasach o długości poniżej 800 km (w Stanach Zjednoczonych największa ilość tras ma długości poniżej 2200 km).

Długość startu została tak obliczona, aby samolot mógł korzystać, przy zmniejszonym ciężarze całkowitym, z lotnisk o długości pasów startowych 1700 m, tj. z większości lotnisk leżących na europejskich trasach lotniczych.

Samolot charakteryzuje się b. pojemnym kadłubem o średnicy 6,4 m, który pod względem przekroju można porównać jedynie z kadłubem autobusu powietrznego na długie trasy Boeing 747. Zastosowanie krótkiego kadłuba o dużej średnicy (w przeciwieństwie do większości samolotów pasażerskich drugiej generacji) było wynikiem jego optymalizacji pod względem powierzchni zewnętrznej, ciężaru i wykorzystania objętości. Poza tym duża średnica kadłuba umożliwi wykorzystanie pojemników i urządzeń załadunkowych, które będą stosowane na samolotach Boeing 747. Kabina pasażerska ma układ jednopokładowy (9 foteli w rzędzie), głównie z uwagi na przepisy FAA, które wymagają możliwości bezpiecznej ewakuacji pasażerów w ciągu 90 sek.

Na wybór układu dwusilnikowego wpłynęły następujące czynniki:

— bardzo małe prawdopodobieństwo awarii pojedynczego silnika,
— mniejszy ciężar układu napędowego,

startowym 21 500 kG.

Instalacja elektryczna samolotu obejmuje dwa oddzielne układy. Każdy z nich jest zasilany przez jedną prądnicę prądu zmiennego. W razie potrzeby jedna prądnica może zasilać oba układy. Układ sterowania jest wyposażony w trzy niezależne układy hydrauliczne. Automatyczny pilot składa się z trzech elementów przyporządkowanych trzem osiom samolotu; w czasie przelotu i podchodzenia do lądowania elementy te zostają ze sobą sprzęgnięte. Po podłączeniu dodatkowych urządzeń automatyczny pilot może być używany do automatycznego lądowania wg kategorii 3B (50 m widzialności). W ogonowej części kadłuba jest zainstalowany pomocniczy agregat (silnik turbinowy i prądnica) używany do klimatyzacji kabiny w czasie startu i lądowania, do sprawdzania przed lotem poszczególnych instalacji pokładowych oraz do awaryjnego zasilania instalacji w czasie lotu.

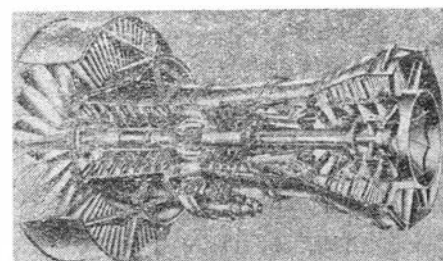
Dane samolotu A-300

Rozpiętość	45,1 m
Długość	48,7 m
Wysokość	16,0 m
Maks. ciężar całkowity	120 000 kG
Maks. ciężar przy lądowaniu	114 000 kG
Ciężar własny	68 000 kG
Ciężar handlowy	27 000 kG
Liczba pasażerów	267
Ilość paliwa	45 500 l
Objętość przestrzeni towarowej	110 m ³
Maks. prędkość przelotowa na wysokości 7600 m	940 km/h

Nowe szczegóły na temat silnika Rolls-Royce RB.207

Jak wiadomo z poprzednich wzmianek w „Nowościach”, silnik Rolls-Royce RB.207 (poprzednie oznaczenie — RB.178) o ciągu startowym 21 500 kG, przeznaczony do napędu europejskiego autobusu powietrznego A-300, tworzy razem z silnikami RB.203 „Trent” i RB.211 rodzinę dwuprzepływowych silników trójwałowych.

Jednostopniowy wentylator, bez kierownicy wlotowej, ma spręż 2:1, a wydatek powietrza 751 kG/sek (626 kG/sek przez kanał zewnętrzny). Wentylator jest napędzany 3-stopniową turbiną niskiego ciśnienia. Zarówno 7-stopniowa sprężarka ni-

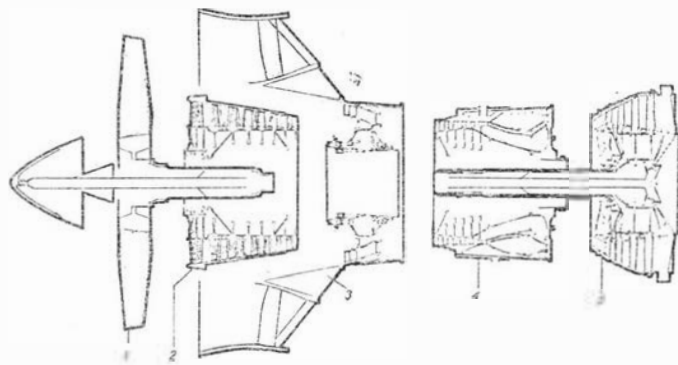


skiego ciśnienia (nazywana także sprężarką średniego ciśnienia), jak i 6-stopniowa sprężarka wysokiego ciśnienia są napędzane jednostopniowymi turbinami, przy czym turbina wysokiego ciśnienia ma chłodzone łopatki kierownicze i wirnikowe, a turbina średniego ciśnienia — tylko łopatki kierownicze. Chłodzenie łopatek powoduje obniżenie ich temperatury o 300 °C (w porównaniu

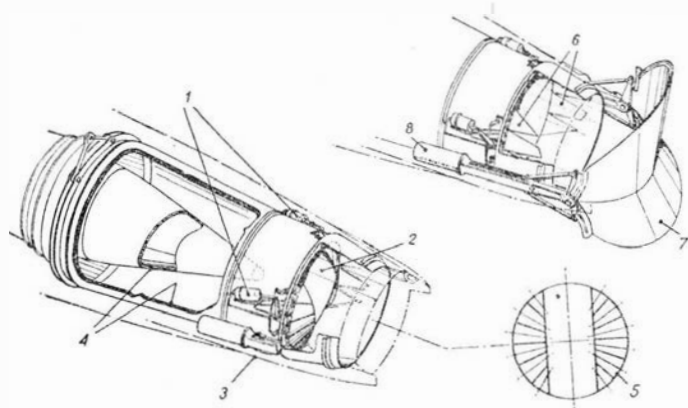
z 200 °C w silnikach „Conway” i „Spey”). Komora spalania jest pierścieniowa z 18 wtryskiwaczami. Dzięki układowi trójwałowemu uniknięto stosowania przestawialnych łopatek kierownic sprężarek i związanych z tym strat wydatku i komplikacji konstrukcji. Wirniki sprężarek są w dużym stopniu spawane, co zabezpiecza je przed odkształceniami wskutek niewyważenia. Wały są osadzone w 8 łożyskach, umieszczonych w 4 obudowach. Wszystkie łożyska oporowe znajdują się w strefach chłodnych. Łożyska wałkowe są luźno osadzone, a do szczeliny między zewnętrznym pierścieniem a obudową jest tłoczony olej. Labiryntowe uszczelnienia są typu ciśnieniowego. Najmniejsze krytyczne prędkości obrotowe obu zespołów sprężarkowych leżą powyżej zakresu pracy. Dzięki małej bezwładności zespołu wysokiego ciśnienia rozruch silnika trwa tylko 30 sek.

Do budowy wentylatora i sprężarki niskiego ciśnienia zastosowano w szerokim zakresie tworzywo sztuczne zbrojone włóknem węglowym — Hyfil (zostało ono opracowane przez firmę Rolls-Royce). Tworzywo to ma ciężar właściwy 1,80 G/cm³, wytrzymałość na rozciąganie 180 kG/mm² i moduł Younga 1,75 · 10⁶ kG/cm² (własności tworzyw zbrojonych włóknem szklanym wynoszą odpowiednio: 2,05 kG/cm³, 115 kG/mm² i 0,49 · 10⁶ kG/cm²). Wykonane są

mocą pneumatycznie uruchamianych kłap, które zwykły kołowy przekrój dyszy przekształcają w przekrój prostokątny (rys. 2:1 — pneumatyczny siłownik do uruchamiania kłap dyszy, 2 — zmniejszony przekrój dyszy, 3 — złożone kłapy odwracacza ciągu, 4 — okładzina tłumiąca hałas, 5 — kłapy zmniejszające przekrój dyszy, 6 — kłapy dyszy w położeniu otwartym, 7 — wysunięte kłapy odwracacza ciągu, 8 — siłownik kłap odwracacza ciągu).



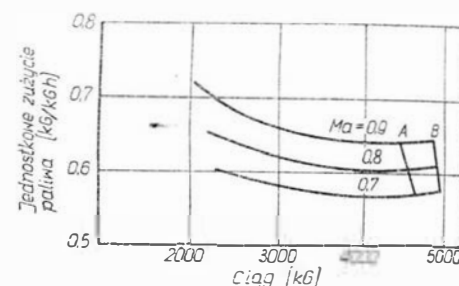
Obsługa i przeglądy silnika RB.207 sprowadzają się do uzupełniania oleju i kontroli wizualnej. W przewodach odsysających olej z łożysk za-



1150 °C; średnica — 270 cm; długość — 317 cm; ciężar — 3890 kG (stosunek ciągu do ciężaru — 5,53).

Ciąg startowy nie wykazuje spadku do temperatury otoczenia 30 °C, co uzyskano przez ograniczenie prędkości obrotowej silnika.

Jak widać z załączonego wykresu, przebieg jednostkowego zużycia paliwa na wysokości lotu 7600 m i przy różnych liczbach Macha jest bardzo płaski w szerokim zakresie obciążen



silnika (zmian prędkości obrotowej). Na wykresie tym linia A oznacza zmianę ciągu przelotowego, a B — zmianę maksymalnego ciągu trwałego w zależności od prędkości lotu.

W.K.

MIĘDZYNARODOWY SATELITA HEOS-A

z niego łopatki wentylatora i łopatki sprężarki niskiego ciśnienia. Mały ciężar łopatek wykonanych z Hyfilu upraszcza problem naprężeń i zmniejsza zniszczenia powodowane przez ciała obce. Właściwości tego materiału pozwoliły na większą swobodę w kształtowaniu łopatek wentylatora: mały stopień zwężenia łopatek i duża cięciwa na ich końcach zwiększają sprawność i zapas statycznej pracy wentylatora, dopuszczając większą tolerancję w rozkładzie prędkości w przekroju wlotowym.

W celu zmniejszenia hałasu wytwarzanego przez wentylator jego prędkość obrotowa w czasie podchodzenia do lądowania będzie zmniejszana przez zmniejszenie przekroju dyszy wylotowej kanału wewnętrznego. Zmiana przekroju odbywa się za po-

stosowano magnetyczne wskaźniki zanieczyszczenia opiłkami, co pozwalała na wczesne wykrywanie uszkodzeń łożysk. Z przodu i z tyłu silnika są zamontowane czujniki drgań. Obudowy sprężarek, komory spalania i turbin mają otwory do wprowadzania światłowodów, a drażone wały pozwalają na przeprowadzanie radiograficznej kontroli za pomocą promieni rentgena i gamma. Modułowy sposób budowy silnika (podział na 5 głównych grup konstrukcyjnych — rys. 3) ułatwia wymianę poszczególnych zespołów.

Pozostałe dane silnika: ciąg przelotowy na wysokości 7600 m i przy Ma = 0,8 — 4660 kG; jednostkowe zużycie paliwa w warunkach przelotowych — 0,60 kG/kGh; stosunek wydatków 5:1; spręż ogólny — 27:1; temperatura przed turbiną —

Daleko są już zaawansowane prace nad budową międzynarodowego satelity badawczego HEOS-A zaprojektowanego w oparciu o założenia ESRO przez firmę Junkers Flugzeug-und Motorenwerke. Zostały zakończone próby przyrządów łączności z badaniami w symulowanych warunkach startowych, a prototyp satelity w końcu 1967 r. został przekazany do laboratoriów ESRO w Holandii w celu poddania go próbom w skrajnych temperaturach i w próżni. Badania te miały być zakończone w marcu 1968 r., po czym miała być rozpoczęta budowa dwóch satelitów użytkowych. Gdyby próby prototypu wykazały konieczność wprowadzenia większych zmian w konstrukcji satelity, należałoby się liczyć z budową drugiego prototypu.

Satelity HEOS-A są przeznaczone głównie do pomiarów pola magnetycznego, promieniowania kosmicznego i wiatrów słonecznych. Pierwszy z nich ma być wystrzelony z Przylądka Kennedy'ego za pomocą ulepszonej rakiety „Delta” w końcu 1968 r.

W programie budowy satelitów biorą udział — obok firmy Junkers jako głównego wykonawcy — następujące firmy: ETCA (Etude Techniques et Construction Aerospatiales), Belgia — urządzenia zasilające, elektroniczne przyrządy sterujące położeniem, elektroniczne wyposażenie naziemne i urządzenia startowe; SNECMA, Francja — urządzenia chłodzące; BAC, Anglia — czujniki położenia oraz czujniki słoneczne i na podczerwień; Messerschmitt, NRF — konstrukcja satelity; Lockheed Missiles and Space Corp. — pomoc naukowa.

W.K.

Rakieta sondująca „Zenit”

We włoskiej bazie raketowej Salto di Quirro na Sardynii dokonano pomyślnego wystrzelenia rakiety sondującej „Zenit” zbudowanej wspólnie przez szwajcarską firmę Contraves i zachodniemiecką Dornier. Rakieta była wyposażona w przyrządy pomiarowe instytutu fizyki uniwersytetu w Bernie i kantonalnego obserwatorium w Genewie. Przyrządy te posłużyły do określenia gęstości powietrza i temperatury kinetycznej na wysokości między 80 i 150 km oraz do pomiarów promieniowania nadfioletowego światła słonecznego o różnych długościach fali. Wystrzelenie rakiety „Zenit” stanowi wstęp do zakrojonych na szerszą skalę badań, które będą przeprowadzane wspólnie z europejską organizacją ESRO (obecnie wystrzeliwuje ona z bazy Salto di Quirro rakiety sondujące „Skylark”).

Rakieta jest jednostopniowa i ma silnik na paliwo stałe o dwustopniowym spalaniu, o długości 2,80 m i średnicy 0,42 m. Lekka, klejona konstrukcja silnika służy równocześnie jako część nośna rakiety. Zasobnik z aparaturą pomiarową ma objętość 110 dcm³ i znajduje się z przodu rakiety. Jego osłona jest odrzucana na rozkaz z Ziemi i powtórnie wykorzystywana.

W.K.

Niemieckie badania górnych warstw atmosfery

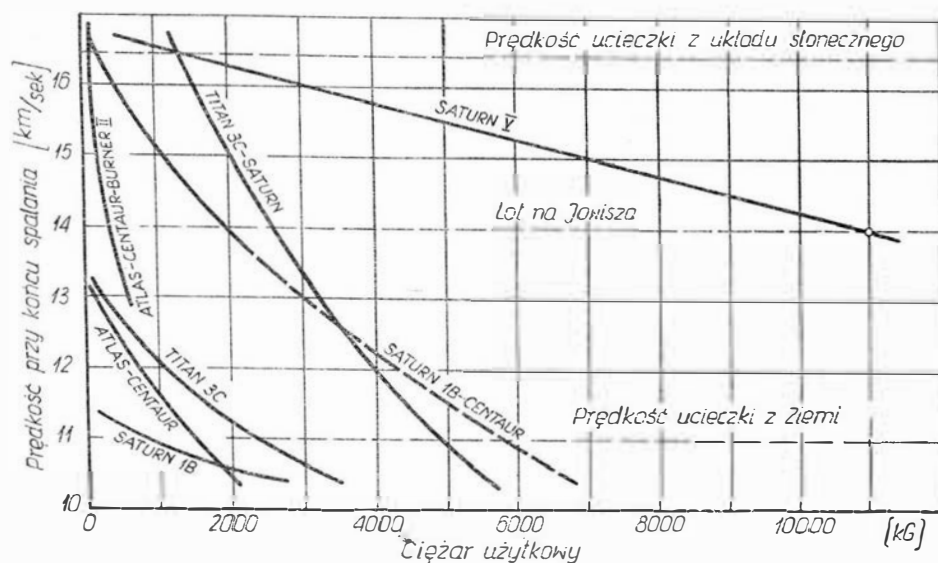
W bazie raketowej organizacji ESRO w Kirunie (Szwecja) niemiecka grupa raketowa instytutu DVL bada górne warstwy atmosfery za pomocą amerykańskich rakiet badawczych „Nike-Apache”. Lot rakiety trwa ok. 440 sek, przy czym osiąga ona wysokość ok. 200 km. Umieszczone w rakiecie przyrządy naukowe służą do badania zjawisk zorzy polarnej. Badania przeprowadza się w ramach programu rozwoju niemieckiego satelity „Azur”, który w końcu 1968 r. ma być wystrzelony na orbitę.

W.K.

Dane na temat osiągnięć amerykańskich rakiet nośnych

Amerykański urząd do spraw lotnictwa i astronautyki (NASA) opublikował dane dotyczące prędkości uzyskiwanych przez amerykańskie rakiety nośne w chwili zakończenia

o rakiety „Titan” 3C - „Centaur” i „Saturn” 5. W pierwszym przypadku niewielkie zmiany ciężaru użytkownego powodują duże zmiany prędkości końcowej, natomiast w



pracy silników w zależności od ciężaru użytkownego. Obejmują one podstawowe rakiety nośne, które są lub wkrótce będą przez Amerykanów używane do zadań kosmicznych. Dane zostały przedstawione w postaci wykresu, na którym zaznaczono również prędkości potrzebne do ucieczki z obszaru przyciągania Ziemi, do osiągnięcia Jowisza i ucieczki z układu słonecznego. Na wykresie zwracają uwagę duże różnice w nachyleniu krzywych zależności prędkości od ciężaru dla poszczególnych rakiet, w szczególności jeżeli chodzi

w drugim przypadku widać znaczną rozpiętość ciężaru użytkownego przy stosunkowo niedużych zmianach prędkości rakiety. W wyniku tego obie rakiety osiągają prędkość ucieczki z układu słonecznego przy tym samym ciężarze użytkownym, podczas gdy w locie do planety Jowisz ciężar użyteczny rakiety „Saturn” 5 może być kilkakrotnie większy, nie mówiąc już o różnicach w ciężarze przy prędkości ucieczki z obszaru przyciągania Ziemi.

W.K.

Budowa hipersonicznego pojazdu

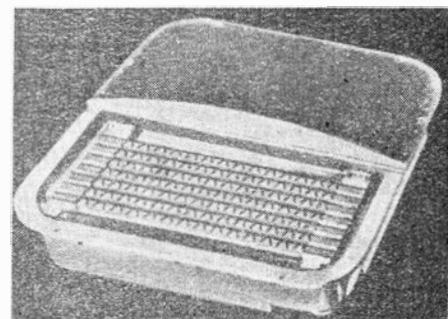
Firma Lockheed buduje hipersoniczny pojazd, który przy powrocie w ziemską atmosferę będzie się nagrywał (teoretycznie) do temperatury 4500 °C na części nosowej kadłuba i do 1800 °C na pozostałych częściach

kadłuba. Przeprowadzono już badania tunelowe pojazdu, które obejmowały zakres prędkości od Ma = 0,2 do Ma = 20.

W.K.

Urządzenie dopplerowskie firmy Decca

Firma Decca Navigator Co. (Anglia) produkuje urządzenie dopplerowskie typ 72, którego wymiary dzięki zastosowaniu elementów mikrominiaturyzowanych i konstrukcji „Solid-state” wynoszą, łącznie z antenami, 40,6 × 40,6 × 10,1 cm, a ciężar 13,75 kg. Pracuje w zakresie prędkości od 90 do 1800 km/h. Prędkość względem ziemi i kąt trawersu są przedstawiane na pojedynczym wskaźniku. Urządzenie może być sprzężone z przelicznikiem nawigacyjnym w celu obrazowego przedstawiania wyników pomiarów. Zabudowa urządzenia na samolocie nie wymaga większych zmian konstrukcyjnych i



nie narusza klimatyzowanych części kabiny.

W.K.

Układ nawigacji bezwładnościowej do autobusów powietrznych

Na autobusach powietrznych Boeing 747 ma być zastosowany układ nawigacji bezwładnościowej „Carousel” IV. Układ ten wskazuje pilotowi pozycję w stopniach szerokości i długości geograficznej, odległość i czas lotu do kolejnego punktu trasy, kąt

i odchyłkę od kursu, prędkość względem ziemi, prędkość i kierunek wiatru oraz kąt znoszenia. Układ może być bezpośrednio sprzężony z automatycznym pilotem.

W.K.

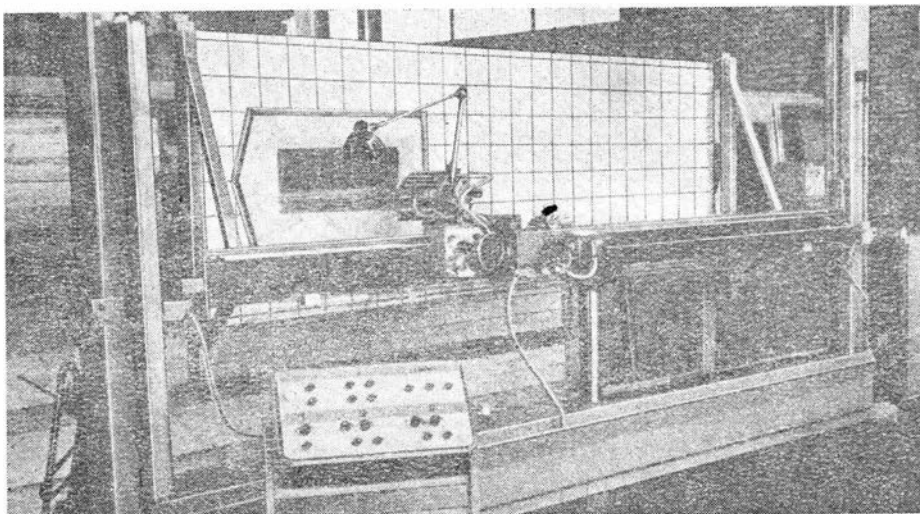
Frezarka do materiałów przekładkowych

Wzrastające zastosowanie materiałów przekładkowych prowadzi do doskonalenia obróbki tych materiałów i do rozwoju nowych obrabiarek.

Podczas gdy w przypadku powierzchni płaskich lub powierzchni rozwijalnych wystarczają zwykle metody cięcia, to w przypadku powierz-

chni podwójnie zakrzywionych i skomplikowanych profili konieczne staje się stosowanie frezowania. Firma Fokker zbudowała do tego celu specjalną obrabiarkę, która nie jest wprawdzie przystosowana do produkcji w dużych seriach, daje jednak możliwości obróbki płyt o skomplikowanych kształtach w sposób prosty, szybki i dokładny bez stosowania drogich narzędzi. Cechą charakterystyczną frezarki jest mocowanie podstawy — z naklejonym na niej obrabianym wypełniaczem (naklejanie wypełniacza stosowane jest już od dawna w celu zabezpieczenia go przed deformacją) — na tzw. stole próżniowym. Jest to pionowa płyta o wymiarach $0,955 \times 3,0$ m podzielona siatką rowków na szereg kwadratów z otworami pośrodku. W rowkach znajdują się gumowe uszczelki, a otwory są połączone z urządzeniem odsysającym. Głowica frezerska jest umieszczona na suporcie poruszającym się po poziomej szynie. Suport może być napędzany silnikiem elektrycznym, nadającym mu prędkość od 0,9 do 9 m/min, lub ręcznie. Szyna spoczywa na hydro-pneumatycznym podłożu, który przy każdym przejściu suportu wzdłuż obrabianego wypełniacza ustawia na nowo wysokość suportu. Szyna może poza tym obracać się o określony kąt w płaszczyźnie poziomej, co pozwala na obróbkę płyt o zmiennej grubości. Również stół, zamocowany na stalowej ramie, może obracać się wokół osi poziomej w celu umożliwienia wykonania zgodnie z szablonem poprzecznego profilu płyty.

W.K.



Przegląd Prasy Technicznej

WYNALEZCZOŚĆ I RACJONALIZACJA, nr 5 z 1968 r.

W kolejnym artykule „Korzystanie z literatury patentowej”, mgr inż. S. Madeyski informuje, jak korzystać z publikacji patentowych Włoch.

PRZEGŁĄD ELEKTROTECHNICZNY, nr 6 z 1968 r.

Pojęcie jakości może mieć różne znaczenia w języku potocznym, filozofii, towaroznawstwie i technice. Różne określenia jakości, m.in. jakości rynkowej, jakości wzoru, jakości zgodności wykonania z projektem omawia prof. Antoni Kiliński. W artykule „O niektórych znaczeniach pojęcia jakości” podana jest klasyfikacja cech istotnych obiektu z punktu widzenia użytkownika. Tu warto dodać za autorem, że w nrze 8 z 1967 r. Przeglądu Mechanicznego znajdą się interesujący artykuł „Niektóre problemy jakości w Polsce”.

OCHRONA PRACY, nr 5 z 1968 r.

Potrzeby ostatnich lat wskazywały na konieczność poprawy stanu bezpieczeństwa i higieny pracy we wszystkich zakładach pracy. Na wniosek i propozycje CRZZ Rada Ministrów podjęła w dn. 15 mar-

ca br. Uchwałę nr 82/68 w sprawie dalszej poprawy stanu bezpieczeństwa i higieny pracy. Uchwała określa kierunki dalszego działania administracji wszystkich szczebli organizacyjnych oraz jej zadania w dziedzinie ochrony pracy — zwiększa odpowiedzialność administracji za stan bhp w zakładach oraz zobowiązuje ją do ścisłego łączenia spraw ochrony pracy z działalnością produkcyjną. Nie trzeba chyba dodawać, że postanowienia Uchwały powinny być dokładnie znane całej administracji gospodarczej oraz związkom zawodowym. Z uwagi na jej doniosłość została opublikowana w całości w nrze 5/68 Ochrony Pracy.

Ponadto w nrze tym mgr inż. Albin Mironczuk w artykule „Prawne uregulowanie postępu technicznego w zakresie bhp” omawia podstawę prawną — przepisy zawierające zarówno unormowania ogólne, jak i dotyczące wyłącznie tej problematyki.

PRZEGŁĄD MECHANICZNY, nr 9/10 z 1968 r.

Omówiona tu grupa maszyn i urządzeń dla przemysłu chemicznego stanowi w pewnym sensie podsumowanie aktualnego stanu produkcji tej młodej gałęzi przemysłu maszyn-

nowego, przedstawia jej osiągnięcia i perspektywy rozwoju, a także reprezentuje „specyfikę branży” ogółowi mechaników. Przypomnieć tu warto, że przemysł budowy urządzeń chemicznych w Polsce wyodrębniony został jako samodzielna gałąź gospodarki narodowej w 1964 r. Rola wiodąca powierzona została specjalnie w tym celu utworzonemu Zjednoczeniu Przemysłu Budowy Urządzeń Chemicznych „Chemak”, które podlega Ministerstwu Przemysłu Ciężkiego.

PRZEGŁĄD MECHANICZNY, nr 11 z 1968 r.

W artykule „Podstawowe zagadnienia typizacji i unifikacji produktów w przemyśle maszynowym” podano pojęcia i definicje typizacji, unifikacji i specjalizacji produktów wytwarzanych przez przemysł maszynowy. Zwrócono uwagę na znaczenie typizacji i unifikacji dla specjalizacji i koncentracji produkcji a także na ekonomiczne efekty stąd wynikające. Podano też kryteria wyboru przedmiotu prac typizacyjnych i unifikacyjnych.

POMIARY, AUTOMATYKA, KONTROLA, nr 4 z 1968 r.

Przegląd obecnego stanu produkcji światowej pneumatycz-

nych elementów strumieniowych oraz perspektywy na najbliższe lata przedstawia artykuł „Technologia i stan światowej produkcji pneumatycznych strumieniowych elementów automatyki”. Omówiono też stosowane i przewidywane do zastosowania technologie oraz przedstawiono możliwości produkcji elementów strumieniowych w Polsce. M.in. technika strumieniowa znajduje zastosowanie w technice lotniczej. Oto przykłady: sterowanie silnikami raketowymi, system kontroli stabilności, cyfrowe i analogowe serwoukłady, czujniki temperatury, czujniki szczelności, czujnik prędkości katowej, kontrola przepływu paliwa, sterowanie układem turbiny, przyspieszoniomierz.

WYNALEZCZOŚĆ i RACJONALIZACJA, nr 5 z 1968 r.

Postępem technicznym określa się takie zmiany techniczne, które powodują efekty ekonomiczne. Podstawowym efektem ekonomicznym jest oszczędność nakładów pracy społecznej, która wyraża się w zmniejszeniu nakładów pracy. O „Obliczaniu efektów ekonomicznych projektów wynalazczych” pisze Julian Gordon.

W maju br. zorganizowany został w Turynie Międzynarodowy Salon Aero-nautyki i Kosmonautyki. Wzięło w nim udział 14 państw, wśród nich Związek Radziecki, Stany Zjednoczone, Włochy, Francja, W. Brytania, Niemiecka Repu-blika Federalna i Kanada. W pałacu wy-stawowym i na lotnisku Turynu wysta-wiono nowości ostatnich lat w dziedzinie aero- i kosmonautyki: samoloty, śmi-głowce, rakiety, sztuczne satelity Ziemi, silniki lotnicze i urządzenia elektro-nowe.

Firma „Fiat” wystawiła najnowsze typy samolotów sportowych i wojskowych, urządzenia automatycznego pilotowania i model europejskiego sztucznego sa-telity Ziemi „Eldo”. Francja i W. Bryta-nia przedstawiły model naddźwiękowe-go samolotu „Concorde”. Ekspozycja Stanów Zjednoczonych objęła samoloty i śmigłowce wojskowe. Pawilon Związku Radzieckiego zajął powierzchnię 15 tys. m.kw. Przed wejściem do pawilonu usta-wiono czterdziestometrową, trzystopnio-wą rakietę z pojazdem kosmicznym „Wostok”. Wewnątrz pawilonu pokaza-no automatyczną stację międzyplanetar-ną „Wenu”-4, sputnik „Luna”-10, dwu-nastotonowy „Proton”, sputnik łącz-ności „Molnia” i wreszcie automatyczną stację kosmiczną „Elektron”.

Obok tych ekspozycji ustawiono model opracowanego w Związku Radzieckim naddźwiękowego pasażerskiego samolotu „Tu”-144 o prędkości 2,5 tys. km na godzinę. Jak oznajmił na konferencji prasowej zastępca ministra przemysłu lotniczego ZSRR, prototyp tego samo-lotu został już zbudowany i w najbliż-szych miesiącach mają rozpocząć jego próbne loty. Samolot ten będzie kurso-wać na liniach 36 krajów świata.

Na lotnisku w Turynie ZSRR wystawił samoloty „Il”-62, „Tu”-134, „JAK”-40 i „AN”-22 oraz śmigłowce „Mi”-10, „Mi”-8 i „Mi”-6.

■ Szwecja zalicza się obecnie do kra-

jów, w których konstruuje się nowo-czesne samoloty. Dziwne — lecz ten ne-utralny kraj główną uwagę poświęca budowie samolotów bojowych.

Z okazji pokazu samolotu o nazwie Viggen*) (zbudowanego dla pełnienia trzech zadań: rozpoznania, walki i po-ścigu) o zmiennej prędkości 1,1 Ma-2 Ma i długości startu 500 m — załadowano zakład produkcyjny. Znajduje się on pod skałą granitową na głębokości 35 metrów; zajmuje powierzchnię 20 tys. metrów kwadratowych. Galeriami 13-me-trowej szerokości i 10-metrowej wyso-kości przechodzi się do poszczególnych hal wydrążonych w dwóch kondyga-nacjach. Samochody zjeżdżają do nich spe-cjalnymi rampami, dla pieszych zbu-dowano schody ruchome. Sale wypoczyn-kowe pełne kwiatów sprawiają wraże-nie ogrodów, klimatyzacja utrzymuje równomierną temperaturę we wszystkich pomieszczeniach, specjalne wentylatory odprowadzają wyziewy i pyły z hal fa-brycznych. Szesciu set robotników pra-cujących w podziemiu, to wykwalifiko-wani fachowcy wykonujący swoje czyn-ności bez nadzoru majstrów. Robotnik po zakończeniu wyznaczonych mu czyn-ności, telefonuje do centrali, z której otrzymuje nowe zadanie.

■ Rząd belgijski zdecydował się na za-kup francuskich 80-90 samolotów „Mi-rage”-5. Odpadły w ten sposób konkuru-jące samoloty amerykańskie, „Northrop” F-5 i „Lockheed” CL-985 B.

■ Jugosłowiańskie linie lotnicze JAT zamówiły dwa samoloty pasażerskie ty-pu „Tu”-134, każdy dla 72 pasażerów w klasie turystycznej. Zgodnie z umo-wą samoloty te w roku 1971 zamienione zostaną przez producenta na nowocze-sniejsze „Tu”-154.

*) Viggen, nazwa trzech iskiei, które przyskają spod miota skandynawskiego boga Thora.

■ Samoloty „Air France” przewiozły w roku 1967 przez północny Atlantyk ogó-łem 365 633 pasażerów, a więc o 22,3% więcej niż w roku 1966. Niezależnie od tego w rejsach czarterowych przewie-ziono na tej trasie 76 470 pasażerów.

■ Nowo uruchomioną linię lotniczą Le-ninograd — Paryż obsługują samoloty ty-pu Tu-104 oraz francuskie samoloty ty-pu „Caravelle”. Czas przelotu na tej trasie, liczącej 2600 km, wynosi 3 godz. 40 min.

■ Niedawno rozpoczął urzędowanie no-wy dyrektor warszawskiego Biura Linii Lotniczych KLM C. Rebel, który prze-bywał przez siedem lat w Polsce jako pracownik Biura. Warto przypomnieć, że KLM jest czwartym co do wielkości na świecie towarzystwem lotniczym, łączna długość jego linii wynosi 275 tys. km. KLM osiąga bardzo dobre wyniki ekonomiczne. Od dwóch lat jest rentow-ne, zamortyzowały się zakupione drogie samoloty odrzutowe stanowiące więk-szość taboru, a stopa zysku wynosi 3 proc. Średni statystyczny przelot pasa-żera KLM osiąga 2500 km przy średniej światowej 1100 km. Również wysoki jest procent wykorzystania miejsc przez pa-sażerów. Dodajmy, że do KLM należy samolot o nazwie „City of Warsaw”, utrzymujący łączność szczególnie mię-dzy Polonią amerykańską a krajem.

■ „Lockheed” Electra” będą przez KLM zastępowane samolotami typu DOUGLAS DC-9-30. Towarzystwo zamówiło 14 li-niowców tego typu.

Nowy rozkład lotów KLM przewiduje znaczny wzrost częstotliwości połączeń liniowych pomiędzy Amsterdamem i No-wym Jorkiem (licząc oba kierunki prze-lotów, będzie 35 połączeń w tygodniu) oraz pomiędzy Amsterdamem i Montrea-lem (12 razy w tygodniu).

KRONIKA

● 12 czerwca br. nastąpiło w Centrum Szybowcowym w Lesznie otwarcie XI Kongresu Międzynarodowej Organizacji Naukowo-Technicznej Szybownictwa (OSTIV). Uczestników Kongresu i przy-byłych na tę uroczystość gości powitał w imieniu gospodarza wiceprezes Aero-klubu PRL J. Olszewski. W ceremonii uczestniczył Minister Komunikacji, który wygłosił przemówienie powitalne. Ofi-cjalnego otwarcia Kongresu OSTIV do-konał prezes tej organizacji L. A. de Lange (Holandia). Po swym wystąpieniu L. A. de Lange wręczył honorową pla-kietkę OSTIV zasłużonemu konstrukto-rowi H. Zacherowi (NRF) oraz dyplomy OSTIV meteorologowi C. V. Lindsayowi (USA) i H. J. Merkleinowi (NRF). Na-stępnie wyświetlono archiwalny film „Wasserkuppe 1921/22”. Referat inaugu-rujący obrady Kongresu wygłosił prof. dr inż. W. Fiszdor. Tematem jego były „Niektóre zagadnienia aeroelastyczne związane z tendencjami rozwojowymi szybowców”. Bezpośrednio po uroczy-ności uczestnicy jej spotkali się na wy-danym przez gospodarzy Kongresu co-tailu. W dniu otwarcia na Kongres przy-było 128 delegatów z 33 krajów.

● 22 czerwca odbyło się w Lesznie uro-czyste zamknięcie Kongresu OSTIV. Po przemówieniu prezesa APRL — St. Anto-siewiczza ogłoszono wyniki konkursu OSTIV na najlepszego szybowca klasy standard. Konkurs ten wygrał polski szybowiec „Foka”-5. Konstruktor szy-bowca inż. Wł. Okarmus otrzymał pa-miątkowy kryształowy puchar. W kon-gresie wzięło udział 57 osób, w tym 23 z zagranicy. Podczas wielodniowych

obrad Kongresu OSTIV dokonano także wyboru władz. Prezydentem został po-nowienie Holender de Lange. Do zarządu wszedł inż. J. Bojanowski.

● Zawody szybowcowe w Lesznie wy-lonili mistrzów świata.

— po ośmiu rozegranych konkurencjach mistrzem w klasie standard został A. Smith ze Stanów Zjednoczonych AP, zaś wicemistrzami P. A. Persson (Szwecja) i R. Lindner (NRF),

— zwycięzcami w klasie otwartej — po siedmiu konkurencjach — zostali: mi-strzem H. Wodl (Austria), wicemistrza-mi: G. Ax (Szwecja) i R. Seiler (Szwaj-caria).

— najlepsi z ekipy polskiej: E. Makula zdobył ósme miejsce (w kl. standard), zaś J. Wróblewski uzyskał 14 lokatę (w klasie otwartej).

● XI Szybowcowe Mistrzostwa Świata zostały zamknięte dnia 23 czerwca br. W uroczystości tej wzięli udział m.in. generałowie J. Raczkowski i R. Pasz-kowski, wiceminister komunikacji W. Szablewski, prezydent FAI dr J. Gaisba-cher oraz prezes OSTIV L. A. de Lange. Wyróżnienia w postaci szarf, dyplomów i pucharów przechodnich FAI wręczyli mistrzom świata prezes APRL i prezy-dent FAI.

Po przemówieniu dra Gaisbachera, który podziękował za dobrą organizację mi-strzostw, prezes Antosiewicz scharakte-ryzował imprezę i — w imieniu APRL — pożegnał zawodników i gości.

● Podajemy kilka liczb statystycznych Szybowcowych Mistrzostw Świata w Lesznie:

— w zawodach wzięło udział 105 pilotów z 32 krajów,

— ogółem reprezentacje liczyły 451 osób (w tym 16 kobiet), zaś obsługa mi-strzostw składała się z 331 osób (w tym kierownictwo i sekretariat 8 osób i służ-ba sportowa 43 osoby),

— pilotów holujących (wchodzili oni w skład służby sportowej) było 21; szy-

bowce holowało 20 „Gawronów” i 5 „Wilg”,

— komisja sędziowska liczyła 15 osób, biuro prasowe 9 osób,

— na SMS przybyło 32 dziennikarzy za-granicznych i 50 polskich.

● Prawie czwartą część wszystkich szy-bowców startujących w Lesznie stano-wiły „Foki”, co świadczy o ich popu-larności. M.in. na „Foce”-4 startowali: Turek, Hindus, Węgier, Holender, Ja-pończycy i zawodnicy z NRD.

● Szybowcowe Mistrzostwa Świata po-zwoliły stwierdzić, że przyrządy pokła-dowe z firmy PZL są bardzo popularne i cieszą się dobrą opinią w światowym szybownictwie. Na każdym chyba szy-bowcu zgłoszonym na zawody znaleźć było można przedstawiciela lub komple-ty osprzętu marki PZL.

● W czasie Mistrzostw Świata w Lesz-nie serwis techniczny przemysłu lotni-czego postawiony był na dobrym po-ziomie. Obsługa w zakresie przyrządów pokładowych opierała się o bazę osprzę-tową APRL, wyposażoną — na ten okres — w stoiska niezbędne do kon-troli po doraźnych naprawach. Zorga-nizowane warsztaty naprawcze szybow-ców pracowały pod kierownictwem kon-struktorów inż. inż. J. Świetlikiewicza i W. Okarmusa. W skład personelu ser-wisu technicznego wchodził pilot do-świadczalny SZD inż. A. Zientek.

● Komisja sędziowska XI Szybowcowych Mistrzostw Świata posługiwała się cy-frową maszyną liczącą typu „Odra-1204”. Maszyna zaprogramowana została w ten sposób, że po otrzymaniu wyników kon-kurencji — w ciągu pół godziny — do-konywała przeliczenia ich na punkty oraz obliczenia wyników łącznych po danej konkurencji.

Dane z Leszna przekazywane były do Wrocławia dalekopisem i po 45 minu-tach tą samą drogą wracały do Leszna w postaci gotowego komunikatu z da-

nej konkurencji oraz — po rozegranych do tej pory konkurencjach. Oczywiście — z uszeregowaniem pilotów według kolejności.

Niezależnie od obliczeń dokonywanych przez „Odrę-1204” komisja sędziowska dysponowała maszynami liczącymi w Lesznie oraz przygotowaną przez Instytut Lotnictwa w Warszawie maszyną cyfrową „Zam-2-Gamma”.

● Na początku czerwca zakończyły się III Warszawskie Zawody Szybowcowe o puchar „Życia Warszawy”. Startowały 22 szybowce. Zawody trwały dwa tygodnie przy niesprzyjającej pogodzie. Szybowcowym mistrzem stolicy na 1968 r. został W. Chmielewicz.

● Na rok bieżący zaplanowano bogaty program ponad dwudziestu imprez spadochronowych. Poza zawodami klubowymi odbędą się liczne lokalne mistrzostwa (Pomorze, Śląsk i in.), zawody międzynarodowe (jak np. Katowice — Ostrawa — Budapeszt, Gdańsk — Magdeburg — Praha i in.) oraz typu specjalnego lub okolicznościowe (całoroczne „Skrzydlatej Polski”, „Dnia Wrocławskich Skrzydeł”, z okazji 25-lecia WP i in.).

● Dotychczas odbyło się siedem Samolotowych Rajdów Dziennikarzy i Pilotów. Brały w nich udział załogi w składzie pilot i dziennikarz: 21, 26, 29, 35, 41,

40 i 33. Ogółem w Rajdach uczestniczyło ponad 100 pilotów i tylu dziennikarzy, reprezentujących ponad 80 redakcji dzienników i periodyków oraz radia i telewizji z kraju oraz Czechosłowacji, Niemieckiej Republiki Demokratycznej, Węgier i Jugosławii. Plonem rajdów jest ok. 500 reportaży konkursowych oraz bardzo wiele artykułów i audycji opublikowanych na podstawie materiałów zebranych podczas tych zawodów.

● Radzieckie przedsiębiorstwo Avia-Export zorganizowało na lotnisku Okęcie pokazy samolotu „JAK”-40. Po lotach próbnych odbyła się konferencja, na której podano charakterystykę techniczną samolotu.

„JAK”-40 jest 3-silnikowym samolotem odrzutowym o prędkości 550—650 km/godz. Przewozi 24-33 pasażerów. Ma estetyczne, nowoczesne wnętrze. Może startować i lądować na lotniskach trawiastych, przy czym wymaga trasy 340—360 m.

● Na jubileuszowe uroczystości 30-lecia istnienia Zakładu lotniczego zostali zaproszeni do Mielca przedstawiciele „Aeroflotu” i „Sojuzeksportu”. Z kolei grupa pracowników przedsiębiorstwa wyładowała we Lwowie. Przybyli oni pięcioma samolotami, wśród których była również maszyna jubileuszowa — 3-ty-sięcny AN-2 dostarczony do ZSRR.

Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

1. Z powodu przeciążenia pracami służbowymi zgłosili rezygnację z pracy w Zarządzie Sekcji Lotniczej SIMP kol. J. Staszek i J. Łaziński. Zarząd przyjął rezygnację dziękując Kolegom za współpracę. Równocześnie prowadzenie spraw związanych z wyjazdami Zarząd powierzył kol. J. Borzyszkowskiemu.

2. Już sześć lotniczych ośrodków SIMP (koła przy WSK Świdnik, WSK Okęcie, Instytucie Lotnictwa i ITWL oraz Oddziały Sekcji Lotniczej z Poznania i Bydgoszczy) nadesłało tematy referatów dla TPPR. Kol. F. Borodzik z ramienia Zarządu Sekcji ustalił z TPPR program akcji odczytowej oraz warunki współpracy.

3. W ramach organizowanej przez kraje socjalistyczne wymiany członków sto-

warzyszeń naukowo-technicznych przybyli do Polski przedstawiciele węgierskiego odpowiednika stowarzyszenia SIMP doc. Józef Gedeon i mgr inż. Daniel Hatházi z wydziału lotniczego politechniki budapeszteńskiej. Węgierscy koledzy wzięli udział w sesji technicznej Międzynarodowego Kongresu Szybowcowego OSTIV, który obradował w Lesznie w czasie Szybowcowych Mistrzostw Świata. Gościom towarzyszył przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP kol. T. Kostia. Przedstawiciele Zarządu Sekcji Lotniczej oraz Zarządu Głównego SIMP omówili z kolegami węgierskimi zarys przyszłej współpracy między sekcjami lotniczymi obu stowarzyszeń. Wyjeżdżając — goście nasi oświadczyli, że wynoszą z Polski jak najlepsze wrażenia.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Jakubowicz A., Orłowski Z.
Podręcznik akademicki

Wytrzymałość materiałów

Wyd. 2. Warszawa 1968, format B5, s. 612, rys. 497, tabl. 25, nakład 5000, poziom IV, oprawa pł., zł 76.

Książka zawiera wykład stosowanych metod obliczeń w nauce wytrzymałości materiałów, podaje całokształt zagadnień związanych z przebiegiem obciążeń statycznych i dynamicznych, występujących w konstrukcjach prętowych, płytowych, cienkościennych, skorupowych i innych. Podane są tu również podstawowe metody doświadczalne stosowane przy określaniu własności mechanicznych materiałów.

Książka przeznaczona jest dla studentów politechniki oraz dla inżynierów konstruktorów.

Milewski W.

Elektrometalizacja

Warszawa 1968, format A5, s. 232, rys. 164, tabl. 48, nakład 2000, poziom III—IV, oprawa pł., zł 35.

W książce omówiono zasady budowy lutowych pistoletów do metalizacji natryskowej, zjawiska zachodzące w czasie procesu elektrometalizacji, własności natryskiwanych powłok metalowych oraz wpływ różnych czynników na pracę pistoletu i własności nakładanych powłok. Podane tu zostały również wytyczne do opracowywania technologii procesu elektrometalizacji oraz zasady bhp.

Książka przeznaczona jest dla techników i inżynierów konstruktorów oraz użytkowników pistoletów metalizacyjnych, a także technologów opracowujących procesy nakładania powłok ochronnych.

Rodziejewicz M.

Mechaniczne polerowanie metali

Warszawa 1968, format B5, s. 288, rys. 177, tabl. 34, nakład 2500, poziom III—IV, zł 37.

W książce omówiono zasady mechanicznego polerowania metali, technologię procesu, materiały ściernie, zakres zastosowania i urządzenia służące do wykonywania operacji polerskich, jak również zagadnienia dotyczące bezpieczeństwa i higieny pracy.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników oraz studentów. Może również być pomocą dla słuchaczy średnich szkół technicznych, zajmujących się technologią obróbki wyładzającej.

Stefanowski B., Jasiewicz J.

Podstawy techniki cieplnej

Wyd. 5, zmienione i uzupełnione, Warszawa 1968, format B5, s. 312, rys. 198, tabl. 22, nakład 5000, poziom III—IV, oprawa pł., zł 50.

W książce zostały omówione własności i prawa gazów i pary wodnej, przemiany termodynamiczne, zagadnienia wymiany ciepła. Porównane też zostały obiegi gazów doskonałych z rzeczywistymi. Omówione zostały ponadto podstawy pracy silników gazowych i parowych, kotłów, chłodziarek, turbin parowych oraz zagadnienia spalania.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników energetyków oraz jako pomoc dla studentów wyższych uczelni technicznych.

Garda C., Gąsowski W.

Barwienie aluminium i jego stopów

Wyd. 2. Warszawa 1968, format A5, s. 120, rys. 13, tabl. 8, nakład 3000, poziom III—IV, zł 12.

Z serii „Galwanotechnika dla praktyków”

W książce podano ogólne wiadomości o barwach i barwnikach. Omówiono barwniki i sole stosowane do barwienia anodowego aluminium, metody wstępnej obróbki powierzchni oraz metody wytwarzania sztucznych powłok tlenkowych, procesy barwienia i uszczelniania powłok, a także kontrolę procesu barwienia i sposoby badania odporności wybarwień. Książka przeznaczona jest dla mistrzów, techników i inżynierów zatrudnionych w zakładach galwanizacyjnych, zwłaszcza produkujących galanterię aluminiową.

Okoniewski S.

Podstawy technologii mechanicznej

Wyd. 2, Warszawa 1968, format B5, s. 384, rys. 324, nakład 5000, poziom III—IV, oprawa pł., zł 38.

Książka zawiera podstawowe wiadomości o budowie metali i ich stopów, ich własnościach i metodach otrzymywania, o metalach i stopach stosowanych w elektrotechnice, podstawach obróbki cieplnej i cieplno-chemicznej, kształtowaniu przedmiotów metalowych (odlewnictwo, obróbce plastycznej, obróbce skrawaniem), łączeniu metali (lutowaniu, spawaniu, zgrzewaniu, spajaniu na zimno i klejeniu) oraz wiadomości o zasadach projektowania procesów technologicznych.

Przeznaczona jest jako podręcznik dla studentów wydziałów elektroniki wyższych szkół technicznych. Mogą z niej korzystać również inżynierowie i technicy innych specjalności.

Soviet cosmos exploration

Development of cosmos exploration in Soviet Union, initiated about twenty years ago, comprises orbital and interplanetary flights as well as scientific advancements. In this paper the trends of soviet cosmos exploration and results gained in this field are presented in brief.

LEWANDOWSKI R.

533.6.013.4:533.663

The longitudinal stability of the unguided rocket during the ballistic flight

In this paper the longitudinal dynamic stability of the unguided sounding rocket during the ballistic flight is analysed. It is explained, that the orthodox equations used for aircraft and glider calculations are not valid in the case of rockets during the unsteady-state ballistic flight. For example, the rocket phugoid motion differs significantly from aircraft phugoid oscillations. Utilizing Sonin's theorem on the basis of the classical stability theory the conditions of rocket stability, when the characteristic equation coefficients depend upon the time, are given.

BRODZKI Z.

533.652.6:629.135.9

Some problems of STOL aircraft

The rapid growth of aviation transport influences the development of passenger STOL aircraft. In the paper some problems of systems increasing lift coefficient are discussed, namely the classification of these systems according to the maximum lift coefficient increase performed by them and limitations of gains obtained. The mentioned limitations results from limited increase of lift coefficient and from reduced aircraft lateral manoeuvrability at low minimum speed. Lateral manoeuvrability at low speed can be improved applying, for example, boundary-layer control or using engine power for direct aircraft control.

MARYNIAK J.

533.6.013.685:629.135.15

The influence of tow-line on longitudinal static stability of towed glider and towing aircraft

In this paper the case of towing the rigid glider by the rigid aircraft is analysed. The glider is towed by the use of tow-line frail crosswise and elastic lengthwise, loaded by its own weight and aerodynamic forces. It is assumed, that the aircraft and the glider are disposed on vertical plane coincident with aircraft flight direction.

GRZEGORZEWSKI J.

536.4:681.14.001

On the possibilities of electrical simulation of combustion processes

In this paper the principles of electrical simulation of combustion processes are considered and the Spalding's electrical analog for simulating combustion in aircraft turbine engines is described. The Vortmeyer's electrical analog and the results of flameholders investigation carried out on this analog are presented. The analysis of possibility of applying the analogy between combustion kinetics and thermistor characteristics for combustion simulation is made.

IGNAS K.

62—253.5:681.142

The calculation of maximum blade thickness using the digital computer EMC „Odra” 1003

The paper describes the digital method elaborated by Digital Calculation Centre of WSK — Rzeszów for the calculation of maximum blade thickness. The informations concerning the program used for this calculation on the electronic digital computer EMC Odra 1003 are given also.

INFORMACJE DLA AUTORÓW

Przed opracowaniem artykułu wskazane jest wstępne porozumienie z Redakcją i uzgodnienie zakresu opracowania. Artykuł powinien omawiać raczej jeden temat w sposób dostatecznie wyczerpujący. W razie, gdy zagadnienie jest obszerne, należy je podzielić na odrębne artykuły, które można oddzielnie publikować. Nie należy powtarzać wiadomości ogólnie znanych, które można znaleźć w wydawnictwach książkowych. Artykuły nie powinny zawierać szczegółowych wywodów matematycznych, a należy ograniczać się do podania założeń i wyników końcowych.

Objętość artykułu nie może przekraczać 8 stron maszynopisu.

Maszynopis należy dostarczyć w 2 egzemplarzach — oryginał plus kopia — na papierze o formacie A4. Artykuł powinien być opisany jednostronnie z interlinią (30 wierszy po 60 znaków).

■ Na stronie przedtytułowej należy podać imię i nazwisko autora, tytuł zawodowy lub naukowy, nazwę zakładu pracy (jeśli ma być podana w druku), pełny tytuł artykułu, adres, numer telefonu.

■ W treści artykułu nie należy zostawiać pustych miejsc na ilustracje i tablice. Miejsca, w których powinny one być umieszczone, należy zaznaczyć na marginesie, pisząc rys. 1, rys. 2 itd. lub tablica 1.

■ Maszynopis powinien obejmować krótkie streszczenie, zasadniczą treść artykułu, wykaz piśmiennictwa (literaturę), tablice i podpisy pod rysunkami.

■ Streszczenie, podpisy pod rysunki, tablice oraz literaturę należy przepisać w 2 egzemplarzach na oddzielnych kartkach i załączyć na końcu artykułu, stosując kolejną numerację kartek, łączną z zasadniczą treścią artykułu.

■ Pozycje literatury ponumerowane cyframi należy ułożyć w porządku alfabetycznym według nazwisk lub w porządku powoływania się na nie w tekście. Zapis książki powinien być następujący: nazwisko autora, inicjały imion, tytuł dzieła, numer tomu, kolejność wydania, wydawca, miejsce i rok wydania. Zapis artykułu z czasopisma: nazwisko autora, inicjały imion, tytuł artykułu, tytuł czasopisma, numer, rok, strona. Pozycje rosyjskie należy pisać w transkrypcji. Powołując się na pozycje literatury w tekście należy podać numer w nawiasie kwadratowym.

■ Podpisy pod rysunkami powinny zawierać właściwy tytuł i legendę, zawierającą objaśnienia części rysunków oznaczonych bądź kolejnymi liczbami, bądź też literami.

■ Wzory należy numerować z prawej strony w nawiasach okrągłych.

■ Ilustracje. Fotografie, rysunki i wykresy nazywa się w treści rysunkami i numeruje się je kolejno. Ilustracje należy załączyć w jednym egzemplarzu, na osobnych kartkach, zaznaczając na odwrocie fotografii lub u dołu rysunku kolejny numer. Na rysunkach należy unikać długich opisów, oznaczając jego części, np. krzywe na wykresach liczbami arabskimi lub też literami, objaśnionymi w legendzie pod rysunkiem. Opisy ilustracji powinny być zgodne z treścią artykułu i podpisanymi.

■ Fotografie powinny być odbite w miarę możliwości na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym. Nie należy nanosić napisów na fotografię, lecz na kalce przykładanej do fotografii, co ułatwi opisanie w Redakcji zgodnie z wymaganiami drukarni. Minimalne wymiary fotografii 9×12 cm.

■ Jeżeli do artykułu mają wejść fotografie lub rysunki z innych wydawnictw książek, katalogów, czasopism itp., to należy wydawnictwa te złożyć w Redakcji wraz z artykułem.

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000

1000