

Piotr WYGONIK*

Kryteria doboru parametrów silnika turbinowego do samolotu wielozadaniowego

Na etapie wyboru zespołu napędowego do samolotu wielozadaniowego należy rozwiązać problem wzajemnych relacji między wymiarami samolotu i silnika. Wychodząc z równań ruchu samolotu i teorii podobieństwa wyznaczono kryteria i wskaźniki wiążące geometrycznie i energetycznie silnik oraz samolot. Przeprowadzono analizę wpływu warunków lotu samolotu i parametrów obiegu porównawczego silnika na wybrane wymiary geometryczne. W pracy wykazano, że zasadniczym stanem lotu determinującym relacje między parametrami geometrycznymi samolotu i silnika jest jego start lub przelot naddźwiękowy na dużej wysokości. Zwykle doboru parametrów obiegu cieplnego silnika turbinowego dokonuje się na podstawie charakterystyk wewnętrznych silnika – ciąg jednostkowy, jednostkowe zużycie paliwa. W oparciu o model silnika dwuprzepływowego z mieszalnikiem strumieni i dopalaczem oraz model samolotu (przyjęto uproszczone charakterystyki aerodynamiczne i masowe) określono wpływ parametrów obiegu na podstawowe wskaźniki samolotu jak doskonałość aerodynamiczna, zasięg umowny i zasięg teoretyczny.

Słowa kluczowe: samolot wielozadaniowy, silniki turbinowe, integracja płatowca i silnika, obieg cieplny

Selection criteria of turbine engine parameters for multi-purpose aircraft

At the stage of a power unit selection for a multi-purpose aircraft the problem of mutual relations between the dimension of an aircraft and an engine should be solved. Starting from the motion equation of an aircraft and the theory of similarity the criteria and performance were determined which connect in a geometrical and power way the engine and the aircraft. The analysis of the influence of flight conditions and the parameters of an engine comparative cycle on the geometrical dimensions was conducted. In the paper it was shown that the fundamental flight stage which determines the relations between the geometrical parameters of the aircraft and the engine is the take-off or supersonic flight on the big altitude. Usually the parameters selection of the turbine engine thermal cycle is done on the basis of the internal characteristics of the engine, such as specific thrust and specific fuel usage. In case of the turbofan engine model with the mixer, afterburner, and the aircraft model (with simplified aerodynamic and mass characteristics) the influence of the cycle parameters on the performance and aerodynamic lift/drag ratio, the agreed range and the theoretical range was described.

Key words: multi-purpose aircraft, turbine engines, airframe and engine integration, thermal cycle

1. Wstęp

Do napędu współczesnych samolotów stosuje się silniki turbinowe różnych typów. Silniki jednoprzepływowe i dwuprzepływowe znalazły zastosowanie do napędu samolotów wielozadaniowych. Parametry obiegu porównawczego silnika (temperatura spalin przed turbiną T_3^* , spręż sprężarki w parametrach spiętrzenia π_s^* , stopień dwuprzepływowości α , spręż wentylatora π_w^* , (albo sprężarki niskiego ciśnienia) są najważniejszymi parametrami silnika, determinując jego charakterystyki i formę konstrukcyjną. Podstawowymi wskaźnikami silnika, które brane są pod uwagę w pierwszej kolejności podczas projektowania samolotu są: ciąg silnika, jednostkowe zużycie paliwa, masa jednostkowa, wymiary gabarytowe oraz charakterystyki użytkowe (zależność ciągu i jednostkowego zużycia paliwa od wysokości i prędkości lotu, zakresu pracy itp.).

Problematyce wyznaczania optymalnych parametrów silnika lotniczego poświęcono wiele publikacji [3, 5, 13, 14]. W pracach tych przeprowadzono analizę wyboru optymalnych parametrów obiegu porównawczego silnika (π_s^*, T_3^* ,

1. Introduction

For the power of contemporary aircrafts turbine engines of different types and constructional schemes are applied. Among them turbojet and turbofan engines are used for the power of multi-purpose aircrafts. Parameters of the engine comparative cycle (temperature of exhaust gas before turbine T_3^* , compression of compressor in the total parameters π_s^*), by-pass ration α , fan compressor π_w^* , (or low pressure compressor) are the most important engine parameters which determine its characteristics and construction. The basic indexes of the engine which are taken into consideration as the first ones while aircraft designing are: engine thrust, specific fuel usage, specific mass, overall dimensions, and also the functional characteristics such as: relation of the engine thrust and specific fuel usage from the altitude and velocity of an aircraft, work range etc.

Lots of articles have been written on the subject of the determination optimum aircraft engine parameters [3, 5, 13, 14]. In these papers was inducted the analysis of the selection of the optimum parameters of the engine comparative cycle (π_s^*, T_3^* , i.e. compression of compressor and total tem-

tj. sprężu sprężarki i temperatury całkowitej w przekroju przed turbiną) ze względu na maksymalizację ciągu jednostkowego silnika k_t i minimalizację jednostkowego zużycia paliwa c_j jako charakterystyk wewnętrznych silnika [13]. Silnik i samolot tworzą złożony system zależności, który dodatkowo komplikuje fakt wykonywania zadania lotniczego. Realizacja tego zadania narzuca konieczność poszukiwania optymalnych parametrów nie dla pojedynczych elementów systemu, jak np. silnik czy płatowiec, ale systemu jako całości (tj. łącznie z uwzględnieniem zadania lotniczego).

Spośród prac, w których dokonano kompleksowej oceny parametrów silnika turbinowego z punktu widzenia efektywności samolotu wymienić należy publikacje [6, 8, 10, 14]. W pracach tych autorzy analizowali kryteria doboru parametrów obiegu silnika do samolotu transportowego dalekiego zasięgu i śmigłowca.

Brak jest natomiast publikacji, w których poruszano by problem doboru parametrów silnika i określania jego optymalnych charakterystyk do samolotu wielozadaniowego. Częstokroć problemy te porusza się w pracach [7, 9, 15, 16, 17], jednakże przedstawione analizy dotyczą problemów związanych z optymalizacją schematu konstrukcyjnego silnika bez fizycznych aspektów doboru parametrów silnika do samolotu.

Do grupy samolotów wielozadaniowych zalicza się dzisiaj takie samoloty jak F-14, F-16, Mig 29, JAS 39 Gripen, EF 2000, Mirage 2000. Jedną z cech charakteryzujących samolot wielozadaniowy jest zdolność do wykonywania różnych zadań lotniczych w trakcie jednej misji np. przechwytywanie na dużej wysokości, walka powietrzna na małej wysokości, wsparcie pola walki. Wszystkie te zadania różnią się od siebie charakterem: wysokością i prędkością lotu, rodzajem wykonywanych manewrów, wykorzystaniem zasobów energetycznych zespołu napędowego. Na rysunku 1 przedstawiono zespół figur, które wykonuje samolot podczas pojedynczego zadania lotniczego: ataku na cele naziemne.

Do napędu współczesnych samolotów wielozadaniowych stosuje się dwuprzepływowe turbinyowe silniki odrzutowe z mieszalnikami strumieni i wspólnym dla obu kanałów dopalaczem [9, 12, 13]. Na rysunku 2 przedstawiono przekrój silnika F 100 PW 229 stanowiącego napęd samolotu F-16, który jest obecnie montowany w Polsce w WSK PZL-Rzeszów S.A.

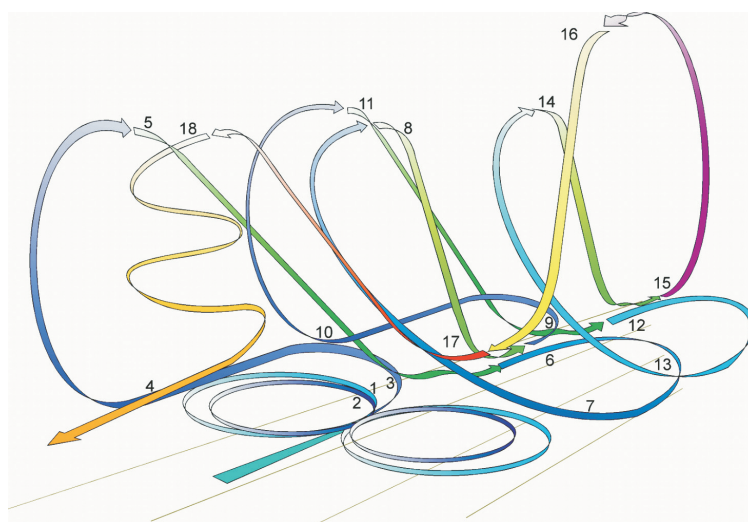
Przejęcie z silników jednoprzepływowych, stosowanych do napędu samolotów naddźwiękowych III generacji do silników dwuprzepływowych samolotów IV generacji było wynikiem dążenia do zwiększania ekonomiczności silników i obniżania masy jednostkowej, a także lepszymi możliwościami „dopasowania” charakterystyk zespołów napędowych – dwuprzepływowych i samolotu w wymaganym zakresie prędkości lotu. Uzyskanie lepszych wskaźników jednostkowych i charakterystyk silników dwuprzepływowych miało miejsce dzięki postępowi w zakresie aerodynamiki, wymianie ciepła, inżynierii materiałowej, technologii.

perature in intersection before turbine) due to the maximization of engine specific thrust k_t and minimization of specific fuel usage c_j as the internal engine characteristics [13]. An engine and an aircraft are the complex dependence system, which is additionally complicated by a flight task. In order to fulfill the task there is a necessity for searching the optimum parameters not for the single parameters of a system, for example an engine or an airframe, but for the total system (that is including the task).

Among the papers in which the complex assessment of turbine engine parameters was done some are worth mentioning [6, 8, 10, 14]. The authors of these papers focused on the analysis of the selection criteria of the engine cycle for a transport long-range aircraft of the and the helicopter.

There are no publications in which the problem of the selection of engine parameters and determinations of its optimum characteristics for multi-purpose engine is described. These problems are partially described in the papers [7, 9, 15, 16, 17], but the analyses concern the issues connected with the optimization of the constructional scheme of an engine, not the physical aspects of the selection of engine parameters for an aircraft.

Nowadays in the group of multi-purpose aircrafts there are: F-14, F-16, Mig 29, JAS 39 Gripen, EF 2000 and Mirage 2000. One of the features which characterizes the multi-purpose aircraft is an ability to perform different tasks during one mission, for example air interception on a big altitude, air fight on the small altitude, and also fighting area support. All these tasks are different; they have different altitude, flight velocity, manoeuvres, and energy resources of the power unit.



Rys. 1. Figury wykonywane przez samolot wielozadaniowy podczas ataku celów naziemnych [14]: 1 – wiraż o kąt 45°, 2 – wiraż o kąt 60°, 3 – półwiraż w lewo, 4 – zwrot bojowy w lewo, 5 – nurkowanie, 6 – półwiraż w prawo, 7 – zwrot bojowy w prawo, 8 – nurkowanie, 9 – półwiraż w lewo, 10 – zwrot bojowy w lewo, 11 – nurkowanie, 12 – półwiraż w prawo, 13 – zwrot bojowy w prawo, 14 – nurkowanie, 15 – „imelmann”, 16 – nurkowanie, 17 – górką, 18 – spirala

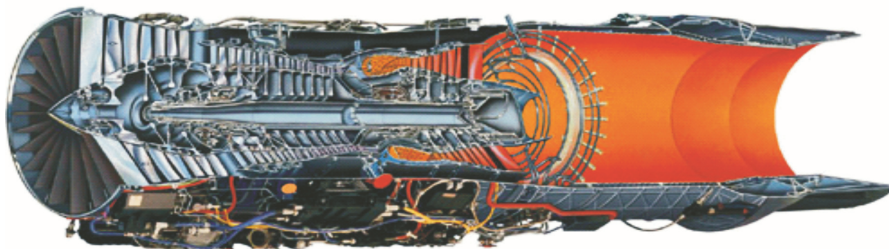
Fig. 1. Aerobatics performed by multi-purpose aircraft during ground target attack [14]: 1 – climbing turn 45°, 2 – climbing turn 60°, 3 – half-climbing turn left, 4 – combat turn left, 5 – diving, 6 – half-climbing turn right, 7 – combat turn right, 8 – diving, 9 – half-climbing turn left, 10 – combat turn left, 11 – diving, 12 – half-climbing turn right, 13 – combat turn right, 14 – diving, 15 – “imelmann”, 16 – diving, 17 – pull-up, 18 – spiral

Cechą szczególną silników IV generacji jest wysoka temperatura spalin przed turbiną ($T_3^* = 1700\text{--}1775\text{ K}$) przy stosunkowo niewielkich wartościach sprężu sprężarki ($\pi_s^* = 26\text{--}32$) oraz małych stopniach dwuprzepływowości α . Wybór wartości stopnia dwuprzepływowości zależy od typu samolotu, jego przeznaczenia i przede wszystkim udziału fazy lotu pod- i naddźwiękowej do całego czasu trwania lotu. Wartości α dla samolotów myśliwskich znajdują się w przedziale $0,15\text{--}0,65$, a w przypadku silnika F 101 GE 102, stanowiącego napęd bombowca strategicznego B1B – $\alpha = 2$. Dzięki temu uzyskuje się mniejsze wartości jednostkowego zużycia paliwa w zakresach pracy bez dopalania. Skutkiem tego jest jednak pogorszenie ekonomiczności silnika na zakresach pracy z włączonym dopalaczem. Najmniejsze wartości α mają silniki PW 1120 i F 404 (odpowiednio $0,15$ i $0,34$) przez co charakteryzuje je bardzo duża wartość ciągu jednostkowego k_j i stosunkowo niewielkie c_j . Silniki samolotów naddźwiękowych różnią się od silników samolotów poddźwiękowych wymogiem tzw. „wielozakresowości”. Na przykład silnik „myśliwca” z jednej strony powinien zapewniać duży ciąg podczas rozpędzania i przechwytywania naddźwiękowych celów powietrznych na dużych wysokościach oraz na średnich wysokościach podczas prowadzenia walk powietrznych. Z drugiej strony silnik powinien zapewniać minimalne zużycie paliwa na zakresach pod- i naddźwiękowych prędkości lotu zarówno na dużych, jak i małych wysokościach. Dla samolotu wielozadaniowego, którego lot odbywa się w znacznej mierze na zakresach poddźwiękowych, wybiera się silniki dwuprzepływowe z mieszalnikami strumieni i dopalaczem, dla których cechą charakterystyczną są stopnie dwuprzepływowości rzędu $2\text{--}2,5$ [1, 2, 5, 6, 8]. Zmniejszenie udziału zakresów poddźwiękowych kosztem znacznego wydłużenia lotu z prędkościami ponaddźwiękowymi powoduje konieczność obniżenia wartości stopnia dwuprzepływowości do $1\text{--}0,5$ a nawet mniejszych. Jeśli najważniejszym wymaganiem dla samolotu jest długotrwały lot na małych wysokościach z prędkością naddźwiękową to konieczne jest stosowanie silnika dwuprzepływowego o stosunkowo niewielkiej wartości stopnia dwuprzepływowości, mniejszego od $0,4$ lub w ogóle zastosowanie silnika jednoprzepływowego ale z dopalaczem.

Statystyka wybranych parametrów obiegu porównawczego silników (tab. 1) znajdujących się w eksploatacji, oraz wyniki analiz zbiorczych przedstawione w [10, 14] wskazują, że nie istnieje prawo fizyczne, kryterium jakości, zasada w sensie empirycznym, którą kierowaliby się konstruktorzy przy wyborze parametrów silnika [14, 19]. Nawet przy jednakowym poziomie temperatury T_3^* wybrane wartości π_s^* i α dla silników do samolotów o tym samym przeznaczeniu

W Fig. 1 the set of aerobatics performed during a single task: ground target attack is shown.

For the power of contemporary multi-purpose aircrafts the turbofan-jet engines with a jet mixer and common for both ducts afterburner are used [9, 12, 13]. In Fig. 2 the engine intersection F 100 PW 229 which is a power unit for F-16 now assembled in Poland in WSK PZL-Rzeszów S.A. is shown.



Rys. 2. Przekrój silnika F 100 PW 229 do samolotu F-16 [21]

Fig. 2. Diagram of F 100 PW 229 engine for F-16 [21]

The change from the turbojet engines used for the power units of supersonic aircrafts of the III generation to the turbofan engines of the IV generation engines was the result of the pursuit to being more economical and to decrease their specific mass, and also with the better possibility of “fitting” the power units characteristics – by pass and an aircraft within the required flight velocity. As the result of the development and innovation within aerodynamics, heat exchange, materials engineering and technology it was possible to get better specific indexes and characteristics of the turbofan engines.

The special feature of the IV generation engines is high temperature of exhaust gas before turbine ($T_3^* = 1700\text{--}1775\text{ K}$) at the low values of the compression of the compressor ($\pi_s^* = 26\text{--}32$) and small by-pass ratio „ α ”. The choice of by-pass ratio depends on the aircraft type, its purpose, and mainly on the fraction of the flight phase sub and supersonic to the time of the flight. The value of α for fighters is from $0.15\text{--}0.65$, and in case of F 101 GE 102 engine which is a power unit for strategic bomber B1B – $\alpha = 2$. Thanks to this the values of specific fuel usage on the work range without afterburning are lower. On the other hand the engine on the work ranges with the afterburner on is less economical. The lowest α values are in case of the PW 1120 and F404 (respectively 0.15 and 0.34) and they are characterized by high value of the specific thrust k_j and quite a small c_j . As for the so-called “multi-range” the engines of supersonic aircrafts are different than the subsonic ones. For example, the engine of the “fighter” on the one hand should have a big thrust while accelerating and interception of supersonic air targets at big altitudes and at average altitudes during the air fights. On the other hand the engine should have minimal fuel usage on the sub and supersonic ranges of flight velocities both at big and small altitudes. For the multi-purpose aircraft,

czeniu mogą różnić się nawet dwukrotnie. Wskazuje to na to, że przy wyborze parametrów silnika w wielu przypadkach odstępuje się od obliczeniowych, optymalnych dla silnika wartości. Zauważalne jest to, że żadnej ogólnej tendencji w relacji pomiędzy parametrami nie zauważa się. Co zatem determinuje i ogranicza ten wybór? Czy można wskazać fizyczne reguły ten wybór określające? Jak wybierać „punkt obliczeniowy” dla silnika i jak zadanie lotnicze realizowane przez samolot wielozadaniowy determinuje wybór tego punktu? Czy można znaleźć taki zbiór wskaźników zespołu napędowego, który spełni kryteria efektywności samolotu?

2. Przegląd problemów związanych z wyborem parametrów obiegu porównawczego silnika

W celu poznania fizycznych aspektów związanych z wyborem optymalnych parametrów cieplno-przepływowych silnika turbiniowego i ich wpływu na charakterystyki samolotu należy:

- wskazać kryteria oceny efektywności samolotu oraz określić ich związek z parametrami silnika,
- wybrać punkt obliczeniowy dla silnika (zakres pracy, warunki lotu),
- wybrać parametry silnika, które podlegać będą optymalizacji.

W zadaniach optymalizacji stosuje się zwykle uproszczone modele obliczeniowe zarówno samolotu jak i silnika. Wymagany stopień uproszczenia określony jest koniecznością zachowania fizycznej i jakościowej zgodności modelu obliczeniowego z obiektem badanym. Jednym ze sposobów stosowanych w celu rozwiązania postawionego zadania jest wykorzystanie w trakcie budowy modelu parametrów uogólnionych w postaci bezwymiarowej. Pozwala to zmniejszyć liczbę zmiennych w zadaniu, zmniejszyć wymiar problemu i uniknąć trudności związanych z przeliczaniem bardzo wielu wariantów rozwiązań.

3. Model matematyczny samolotu i silnika

Ruch samolotu poruszającego się z prędkością V w układzie współrzędnych (H, L) opisują równania [4, 14]:

$$m \frac{dV}{dt} = K - P_x - mg \sin \theta, \quad (1)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P_z - mg \cos \theta, \quad (2)$$

whose flight is mainly at subsonic ranges the turbofan engines with a jet mixer and afterburner are chosen, for which their characteristic feature is their by-pass ratio of about 2...2.5 [1, 2, 5, 6, 8]. The decrease of the subsonic ranges at the cost of flight lengthening with the supersonic velocities causes the necessity of lowering the value of the by-pass ratio to 1...0.5 and even lower. If the most important requirement for an aircraft is long-lasting flight at small altitudes with the supersonic velocity, it is necessary to use turbofan engine with the low value of the by-pass ratio, lower than 0.4 or the use of the turbojet engine but with afterburner.

The statistics of the chosen parameters of the engine comparative cycle (Tab. 1) in operation, and the analyses results in [10, 14] show that there is a physical law, quality criterion, rule in an empirical sense, which constructors would take into account while choosing the engine parameters [14, 19].

Even at the same temperature level T_3^* , some of the values

π_s^* and α for the aircraft engines with the same purpose can differ, even twice. It shows that while choosing the engine parameters in many cases backs out of the analytical, optimum for the engine values. It is noticeable that there is no

Tab. 1. Wybrane parametry przykładowych silników dwuprzepływowych [14, 21]

Table 1. Chosen parameters of exemplary turbofan engines [14, 21]

Model silnika/ Engine model	Samolot/ Aircraft	Ciąg K [daN] (bez dopalania/ z włączonym dopalaczem)/Thrust K [daN] (without afterburning/with afterburner on)	c_j [kg/daNh]	m [kg/s]	π_s	T_3^* [K]	α
F-404-400	F/A-18 Hornet, Jas39 Gripen	4890/7120	-/1,89	64,5	25	1600	0,34
F-100-PW-229	F-15,F-16	7920/12950	-/2,09	103	33,6	1775	0,36
F-100-GE-100	F-15,F-16	7120/12280	-/2,1	113	30,4	1672	0,87
F-100-GE-129	F-16C/D	7570/14060	-/1,94	122	30,7	1680	0,76
M-53	Mirage-2000	5492/8336	0,89/2,42	84	8,5	1373	0,4
M-88	Rafale C/D/M	5000/7500	0,8/1,8	67	26	1600	0,25
RB-199	Tornado	4300/7470	-/-	74,6	25	1600	1
EJ200	EF2000	5790/8900	0,75/1,7	77	26	1700	0,4

general tendency in the relation between parameters. What therefore determines and limits this choice? Is it possible to show physical rules which determine this choice? How to choose “design point” for the engine and what aircraft task fulfilled by the multi-purpose aircraft determines the choice of this point? Is it possible to find such a set of power unit indexes, which will fulfill the performance criterion of an aircraft?

oraz

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta, \quad (3)$$

$$\frac{dL}{dt} = V \cos \theta, \quad (4)$$

$$g \frac{dm_{pal}}{dt} = -G_{pal}, \quad (5)$$

gdzie: m – masa samolotu, V – prędkość lotu samolotu, t – czas lotu, K – ciąg silnika, P_x – siła oporu aerodynamicznego, P_z – siła nośna, θ – kąt wznoszenia (kąt nachylenia do linii horyzontu stycznej do trajektorii lotu [4, 14]), H – wysokość lotu, L – zasięg, m_{pal} – masa paliwa, G_{pal} – ciężar paliwa, g – przyspieszenie ziemskie $9,81 \text{ [m/s}^2\text{]}$.

Podczas badania ruchu samolotu na podstawie równań (1)–(5) wymaga się analizy całego szeregu wariantów o zadanej geometrii, charakterystykach aerodynamicznych, na płaszczyźnie fazowej zmiennych, co znacznie komplikuje znalezienie właściwego rozwiązania. Przejście na model bezwymiarowy pozwala znacznie uprościć zadanie. Dzięki temu jest on zwarty, algorytm pozwala rozważać szereg podobnych bezwymiarowych wariantów, które w końcowym etapie mogą w prosty sposób znaleźć swój właściwy wymiar. Rozpatrywane poniżej parametry uogólnione w postaci bezwymiarowej nie stanowią w czystej postaci kryteriów podobieństwa, ponieważ w modelu matematycznym nie uwzględnia się zmiany liczby Re, luzów wierzchołkowych w silniku itp. Wyznaczone w oparciu o teorię podobieństwa uogólnione parametry bezwymiarowe charakteryzują silnik i samolot, a przedstawić je można w postaci wzorów:

– bezwymiarowy parametr ciągu silnika

$$\bar{K}_{sil} = \frac{K}{A_0 p_H}, \quad (6)$$

gdzie: A_0 – pole przekroju na wlocie do wentylatora (sprężarki niskiego ciśnienia), p_H – ciśnienie na wysokości H .

Znając parametry termogazodynamiczne obiegu porównawczego silnika można bezwymiarowy parametr ciągu przedstawić w postaci związanej bezpośrednio z ciągiem jednostkowym i warunkami lotu:

$$\bar{K}_{sil} = \frac{k}{a_0} Ma \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} k_j, \quad (6a)$$

gdzie: k – wykładnik adiabaty dla powietrza, a_0 – prędkość dźwięku na wysokości $H = 0$, Ma – prędkość lotu wyrażona liczbą Macha na wysokości H , T_0 – temperatura na wysokości $H = 0$, T_H – temperatura na wysokości lotu H ,

$k_j = k_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$ – ciąg jednostkowy silnika,

– względny wymiar zespołu napędowego (ZN):

$$S_{ZN} = \frac{i A_0}{S_{SK}}, \quad (7)$$

gdzie: i – liczba silników, S_{SK} – powierzchnia skrzydeł samolotu,

2. Problems connected with the parameters choice of the comparative cycle of an engine

In order to get to know the physical aspects connected with the choice of optimum thermal-flow parameters of the turbine engine and their influence on the aircraft characteristics we should:

- show the assessment criterion of the aircraft performance and decide on their relation with the engine parameters,
- choose the design point for an engine (work range, flight conditions),
- choose engine parameters which would be subjected to optimization.

In the optimization tasks usually the simplified analytical models are used both for the aircraft and the engine. The required degree of simplifications is determined by the necessity and retaining the physical and qualitative compatibility of the analytical model with the researched model. One of the way to solve the task is the use, while model constructing, the general parameters of a non-dimensional form. It enables to decrease the number of variables in the task, and to decrease the dimension of the problem and avoid difficulties connected with recalculating a lot of solutions.

3. Mathematical model of an aircraft and an engine

The aircraft movement in the co-ordinate system connected with the aircraft velocity V is described by the equations [4,14] (1)–(5)

where: m – aircraft mass, V – flight velocity, t – flight time, K – engine thrust, P_x – drag force, P_z – aerodynamic lift, θ – climb angle (inclination angle to the horizon line tangent to the flight trajectory [4, 14]), H – flight height, L – range, m_{pal} – fuel mass, G_{pal} – fuel weight, g – gravitational acceleration $9.81 \text{ [m/s}^2\text{]}$.

While researching the aircraft movement on the basis of equations (1)–(5) the whole analysis of many variants with the certain geometry and aerodynamic characteristics on the phase plane of variates is required, this makes finding the proper solution more complex. The change for the non-dimensional model makes this task easier. Thanks to this change the model is compact, algorithm enables to consider plenty of similar variants, which at the final stage, can find in an easy way their proper dimension. The considered parameters in the non-dimensional form are not the real similarity criterion, as in the mathematical model the change of Re number, tip clearance in the engine etc. is not taken into account. The general non-dimensional parameters, determined on the basis of the theory of similarity, describe the engine and the aircraft and they can be presented as the equations: – non-dimensional parameter of engine thrust, eq. (6) where: A_0 – intersection area on the fan inlet (compressors of low pressure), p_H – pressure on the height H .

When we know the thermo-gas-dynamical parameters of the comparative cycle of the engine the non-dimensional parameter of the thrust might be featured in a different form directly connected with the specific thrust and the flight conditions, eq. (6a):

– względne obciążenie skrzydła

$$\psi = \frac{mg}{S_{SK} p_H}, \quad (8)$$

– parametr względnego obciążenia ciągu

$$\nu = \frac{\overline{K}_{sil} S_{ZN}}{\psi}, \quad (9)$$

– parametr względny siły oporu aerodynamicznego

$$\overline{X} = \frac{P_X}{S_{SK} p_H}, \quad (10a)$$

i siły nośnej

$$\overline{Z} = \frac{P_Z}{S_{SK} p_H}. \quad (10b)$$

Podstawiając parametry wyrażone wzorami (6)–(10) do układu równań (1)–(5) oraz wykonując niezbędne przekształcenia, równania ruchu samolotu przyjmują postać:

$$\frac{dMa}{dt} = \frac{g}{a_H} \left(\frac{S_{ZN} \overline{K}_{sil} - \overline{X}}{\psi} - \sin \theta \right) - Ma^2 \frac{da_H}{dH} \sin \theta, \quad (11)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{a_H Ma} \left(\frac{\overline{Z}}{\psi} - \cos \theta \right), \quad (12)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{g \Phi_{pal} S_{ZN} \sqrt{RT_H}}{W_u} - \frac{\psi}{p_H} \frac{dp_H}{dH} \tan \theta, \quad (13)$$

gdzie: względna masa zużytego paliwa

$$\Phi_{pal} = \frac{g m_{pal} W_u}{A_0 p_H \sqrt{RT_H}}, \quad (14)$$

Ma – prędkość wyrażona liczbą Macha, a_H – prędkość dźwięku na wysokości H , W_u – wartość opałowa paliwa.

Równanie (13) wiąże masę samolotu (parametr y) z masą spalonego podczas lotu paliwa (parametr F_{pal}). W równaniach (11)–(14) parametry silnika \overline{K}_{sil} i F_{pal} zależą od charakteru przebiegu procesów termo-gazodynamicznych, warunków lotu i sterowania silnikiem. Model silnika – dwuprzepływowego, dwuwirnikowego z mieszalnikami strumieni i dopalaczem, zbudowano w oparciu o publikacje [3, 13, 14].

4. Dobór parametrów energetycznych do zadania lotniczego

Związek między parametrami geometrycznymi silnika i samolotu dla różnych warunków lotu uwzględnia się parametrem S_{ZN} , który wyznacza się przekształcając równanie (11) do postaci:

$$S_{ZN} = \frac{a_H}{g} \frac{dMa}{dt} \frac{\Psi}{\overline{K}_{sil}} + \sin \theta \frac{\Psi}{\overline{K}_{sil}} \left(1 + \frac{a_H}{g} Ma^2 \frac{da_H}{dH} \right) + \frac{kc_x Ma^2}{2 \overline{K}_{sil}}, \quad (15)$$

gdzie c_x – współczynnik siły oporu aerodynamicznego.

Jeżeli dobór silnika do samolotu występuje w fazie lotu poziomego, ustalonego, to równanie (15) upraszcza się do postaci:

where: k – adiabat exponent for the air, a_0 – speed of sound on the height $H = 0$, Ma – flight velocity in Mach number on the height H , T_H – temperature on the height $H = 0$, T_H – temperature on the flight height H , $k_j = k_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$ – specific thrust of the engine, relative dimension of the power unit (ZN), eq. (7):

where: i – number of engines, S_{SK} – the surface of aircraft wings,

– relative wing loading, eq. (8)

– relative thrust loading parameter, eq. (9)

– relative parameter of aerodynamic drag force, eq. (10a) and aerodynamic lift, eq. (10b)

By the substitutions of the parameters in formulae (6)–(10) to the equations (1)–(5) and by doing some essential transformations, the equation of motion of the aircraft has the following form, eq. (11)–(13):

where: relative mass of the used fuel, eq. (14), Ma – velocity in Mach number, a_H – speed of sound on the H height, W_u – net calorific value.

The equation (13) connects the aircraft mass (parameter y) with the mass of fuel burnt during the flight (parameter F_{pal}). In the equations (11–14) the engine parameters \overline{K}_{sil} and F_{pal} depend on the course of the thermo-gas-dynamic process, flight conditions and engine control. The engine model-turbopan, two-spool with a flow jet mixer and afterburner was built on the basis of [3, 13, 14].

4. The choice of power parameters for the flight task

The relation between the geometrical parameters of an engine and an aircraft for different flight conditions is described by the S_{ZN} parameter, which is determined after the transformation of the equation (11) to the form, eq. (15) where: c_x – aerodynamic resisting force coefficient.

If the selection of the engine for the aircraft is in the horizontal, steady flight, then the equation (15) has the form, eq. (16).

Generally at each stage of the flight task the minimal value of S_{ZN} can be determined. The pursuit for S_{ZN} minimization results from the pursuit to get the engine with the smallest (among the justified, in a physical, constructional, and technological solutions) overall dimensions and the lowest mass.

To the set of input data which determine the engine parameters belong:

– by-pass ratio a , compression of the compressor and the fan in total parameters π_s^* and π_w^* , temperature of exhaust gas before turbine T_j , temperature of exhaust gas in afterburner T_{dop}^* ,
– analytical performance values of the fan, compressor, turbines, combustion processes in the combustion chamber and afterburner,

$$S_{ZN} = \frac{kc_x Ma^2}{2K_{sil}} \quad (16)$$

W ogólnym przypadku, w każdym fragmencie zadania lotniczego można określić minimalną wartość S_{ZN} . Dążenie do minimalizacji parametru S_{ZN} wynika z dążenia do uzyskania silnika o najmniejszych (spośród rozwiązań fizycznie, konstrukcyjnie i technologicznie uzasadnionych) rozmiarach gabarytowych i najmniejszej masie.

Do zbioru danych wejściowych, które determinują parametry silnika należą:

- stopień dwuprzepływowości a , spręż sprężarki i wentylatora w parametrach spiętrzenia π_s^* i π_w^* , temperatura spalin przed turbiną T_3^* , temperatura spalin w dopalaczu T_{dop}^*
- obliczeniowe wartości sprawności wentylatora, sprężarki, turbin, procesów spalania w komorze spalania i dopalaczu,
- współczynniki strat ciśnienia, współczynniki prędkości w dyszach.

Wszystkie powyższe wartości przyjęto według [13, 14].

Do obliczeń wstępnych samolotu przyjęto następujące dane:

- charakterystyki aerodynamiczne w postaci zależności współczynnika siły nośnej $c_z = f(Ma)$, współczynnika siły oporu aerodynamicznego $c_x = f(Ma)$ według [4, 14],
- obciążenie skrzydła Y (dla samolotów wielozadaniowych wartość tego współczynnika dla $H = 0$ przyjmuje się w przedziale 0,03–0,045 [2]),
- ograniczenia na start: długość rozbiegu, wartość współczynnika tarcia tocznego kół samolotu o nawierzchnię pasa startowego,
- profil zadania lotniczego $H(t)$ i $Ma(t)$.

W oparciu o przyjęte dane przeprowadzono analizę wpływu ciągu bezwymiarowego silnika $\overline{K_{sil}}$ na S_{ZN} . Na rysunku 3 przedstawiono wpływ wartości $\overline{K_{sil}}$ dla wybranych warunków lotu na wartość parametru geometrycznego S_{ZN} .

Obszar objęty pionowymi liniami, wyznacza, dla przykładu, zakres zmian dla silnika samolotu F-16 bez włączonego dopalacza (lewa granica dla $H = 0$) i z włączonym dopalaczem (prawa granica, dla $H = 12\,000$ m). Pozioma linia przerywana odpowiada wartości parametru S_{ZN} dla samolotu F-16.

Obszar objęty pionowymi liniami, wyznacza, dla przykładu, zakres zmian $\overline{K_{sil}}$ dla silnika samolotu F-16 bez włączonego dopalacza (lewa granica dla $H = 0$) i z włączonym dopalaczem (prawa granica, dla $H = 12\,000$ m). Pozioma linia przerywana odpowiada wartości parametru S_{ZN} dla samolotu F-16.

Start samolotu jest jednym z krytycznych fragmentów lotu samolotu, który nakłada znaczne ograniczenia na charakterystyki samolotu. Start charakteryzowany jest m.in. długością rozbiegu L_r . Na długość rozbiegu składa się długość odcinka, na którym samolot przyspiesza oraz odcinka, na

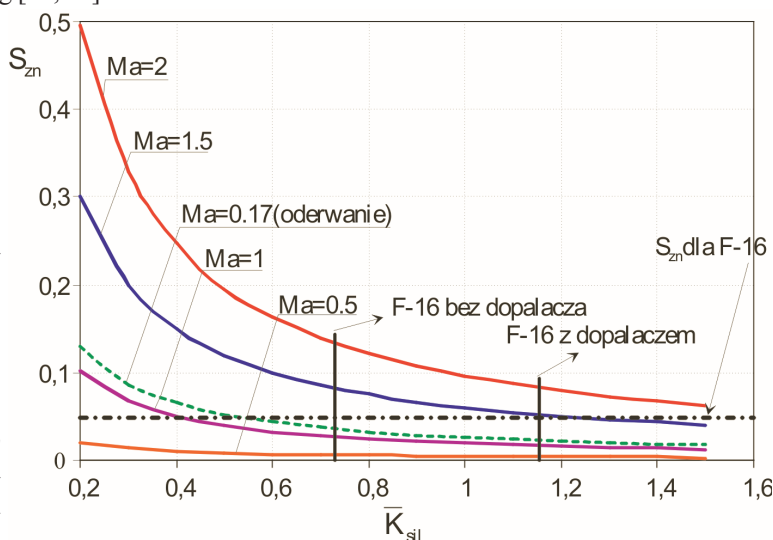
– loss pressure coefficient, velocity coefficient in nozzle guide vanes.

All the above values were accepted on the basis of [13, 14].

For the preliminary calculations of an aircraft the following data were accepted:

- aerodynamic characteristics in the form of relation of aerodynamic lift coefficient $c_z = f(Ma)$, aerodynamic resisting force coefficient $c_x = f(Ma)$ according to [4, 14],
- wing loading Y (for the multi-purpose aircraft the value of this coefficient for $H = 0$ is accepted in the range 0.03–0.045 [2]),
- limitations at the take-off: length of the take-off run, the value of rolling friction coefficient of the aircraft against the runway surface,
- flight task profile $H(t)$ and $Ma(t)$.

On the basis of the accepted data the analysis of the thrust influence of the non-dimensional engine $\overline{K_{sil}}$ on S_{ZN} was done. In Fig. 3 the influence of $\overline{K_{sil}}$ for the chosen flight conditions on the geometrical parameter S_{ZN} was shown.



Rys. 3. Wpływ $\overline{K_{sil}}$ na wartość S_{ZN} dla różnych warunków lotu (wyrażonych liczbą Ma)

Fig. 3. Influence of $\overline{K_{sil}}$ on S_{ZN} for different flight conditions (expressed by the Ma number)

The marked area determines the range of changes $\overline{K_{sil}}$ for F-16 with the turned off afterburner (left border for $H = 0$) and with the turned on afterburner (right border for $H = 12\,000$ m). The horizontal broken line corresponds to the value of S_{zn} parameter for F-16.

The aircraft take-off is one of the critical moments in the flight which imposes significant limits on the aircraft. The take-off is characterized by the length of take-off run L_r . The take-off run consists of the length of the runway where an aircraft accelerates and the length of the runway where an aircraft goes up until it gains the safety altitude. When we compare the velocity energy at the moment of lift-off with the work of forces [14] we have the eq. (17),

którym samolot wznosi się w celu uzyskania bezpiecznej wysokości. Porównując energię kinetyczną samolotu w chwili oderwania z pracą sił działających na samolot [14] otrzymuje się równanie:

$$[K - (P_x + P_{x0})]V = m \frac{d}{dt} \left(\frac{V^2}{2} \right), \quad (17)$$

gdzie: $P_{x0} = qc_{x0}S_{SK} + \mu_0(mg - qc_{z0}S_{SK})$ – siła dodatkowego oporu aerodynamicznego w trakcie startu, $q = \frac{1}{2}c_{x0}S_{SK}$ – ciśnienie dynamiczne, c_{x0} – współczynnik dodatkowego oporu aerodynamicznego (np. podwozia samolotu) podczas startu, μ_0 – współczynnik tarcia toczne kół samolotu o nawierzchnię pasa startowego.

Wiedząc, że $dL_r = Vdt$, to podstawiając parametry wyrażone wzorami (6)–(10) do równania (17) oraz wykonując niezbędne przekształcenia otrzymuje się wyrażenie wiążące długość rozbiegu L_r z obciążeniem ciągu \bar{K}_{sL} i obciążeniem skrzydła ψ w postaci:

$$L_r = -\frac{y}{kx_0} \frac{a_0^2}{g} \ln \left[1 - \frac{Ma_0^2 \left(\frac{kx_0}{2y} \right)}{n - m_0} \right], \quad (18)$$

gdzie: Ma_0 – prędkość względna samolotu w chwili oderwania, $\xi_0 = c_x + c_{x0} - \mu_0 c_{z0}$.

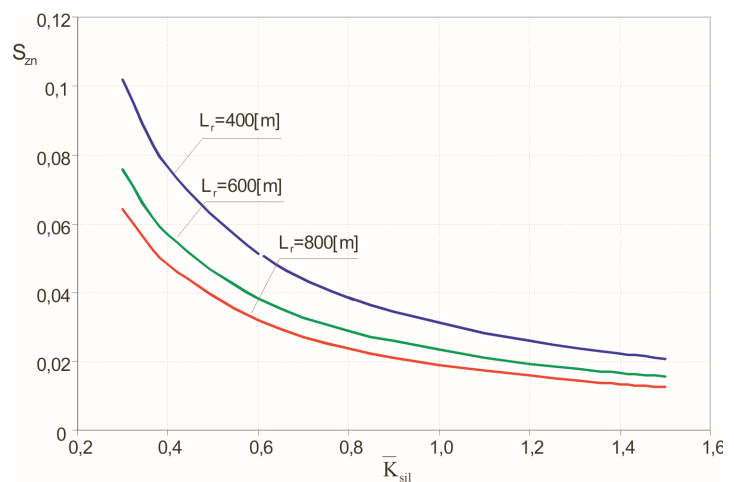
Na rysunku 4 przedstawiono zależność S_{ZN} w funkcji parametru \bar{K}_{sL} dla wykonania procedury startu na określonej długości drogi rozbiegu. Skrócenie drogi startu możliwe jest – w przypadku stałej geometrii samolotu i silnika – tylko poprzez wzrost ciągu silnika (wzrost \bar{K}_{sL}) – a w rzeczywistości przez podniesienie parametrów obiegu silnika lub wykorzystanie dopalania. Użycie w warunkach startu dopalacza (przy założeniu, że wartość ciągu nie uległa zmianie) pozwala obniżyć wymiary gabarytowe silnika tzn. pozwala zmniejszyć powierzchnię wlotu A_0 i tym samym zmniejszyć masowe natężenie przepływającego powietrza. Natomiast w przypadku, gdy niemożliwa jest zmiana parametrów termogazodynamicznych opisujących obieg silnika, czyli dla stałej wartości parametru \bar{K}_{sL} , skrócenie drogi startu możliwe jest poprzez zwiększenie parametru S_{ZN} . Oznacza to konieczność zwiększenia średnicy silnika i wzrost masowego natężenia przepływu powietrza. W efekcie wzrośnie stopień dwuprzepływowości i masa silnika. Podstawiając do wzorów (16) i (18) wyrażenia na w postaci (6a) możliwe jest zbadanie wpływu wybranych parametrów obiegu silnika na wartość S_{ZN} . Na rysunku 5 przedstawiono wpływ stopnia dwuprzepływowości a na S_{ZN} dla wybranych warunków lotu tj. dla startu i ustalonego lotu poziomego z zadaną prędkością i na określonej wysokości. Obliczenia cha-

where: $P_{x0} = qc_{x0}S_{SK} + \mu_0(mg - qc_{z0}S_{SK})$, force of additional aerodynamic resistance during the take-off, $q = \frac{1}{2}c_{x0}S_{SK}$, dynamic pressure, c_{x0} – coefficient of additional aerodynamic resistance (e.g. undercarriage) during the take-off, μ_0 – rolling friction coefficient of aircraft wheels against the surface of the runway.

Having known that $dL_r = Vdt$ and when we substitute the parameters (6–10) to the equation (17) and by doing some essential transformations we have the expression which connects the length of take-off run L_r with the thrust loading \bar{K}_{sL} and the wing loading ψ , eq. (18),

where: – relative velocity of the aircraft during the lift-off, and $\xi_0 = c_x + c_{x0} - \mu_0 c_{z0}$.

In Fig. 4 the dependence of S_{ZN} in the function of parameter \bar{K}_{sL} for take-off and with the length of take-off run was described. The shortening of the take-off run is possible in case of constant geometry of the aircraft and the engine, only when we increase the engine thrust, an (increase \bar{K}_{sL}) – and when we increase the circulation parameters of the engine or with the use of afterburning. The use of afterburner during the take-off (assuming that the thrust does not change) enables to decline the overall dimensions of the engine and it lets decrease the intake A_0 and at the same time decrease the mass intensity of the flowing air. When it is impossible to change the thermo-gas-dynamic parameters which describe the engine circulation, thus for the $\bar{K}_{sL} = \text{constant}$, the shortening of the take-off run is possible by the increase of the S_{ZN} parameter. It means the necessity of the increase the engine diameter and the growth of mass intensity of the air flow. As the result the by-pass ratio and engine mass will increase. When we substitute to the equations (16) and (18)



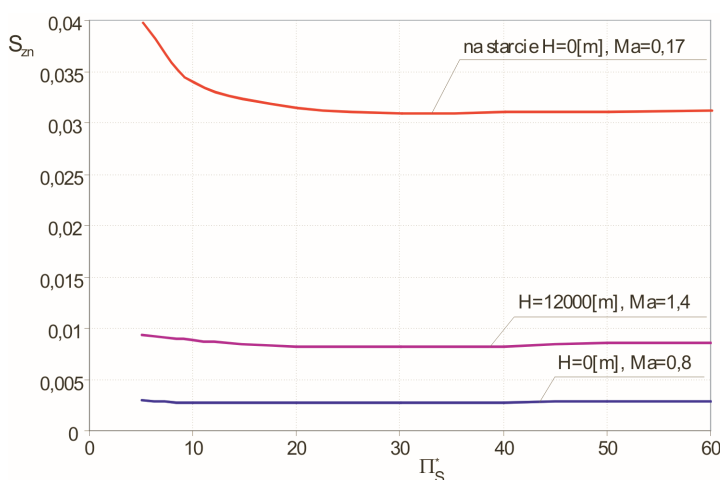
Rys. 4. Wpływ długości drogi rozbiegu samolotu L_r na wartość S_{ZN} w zależności od \bar{K}_{sL} ($H = 0$)

Fig. 4. The influence of length of the take-off run L_r on the value S_{ZN} depending on the \bar{K}_{sL} ($H = 0$)

rakterystyk silnika przeprowadzono w oparciu o algorytm obliczeń silnika dwuprzepływowego z mieszalnikiem strumieni i dopalaczem przedstawiony w [14].

Jak wynika z wykresu przedstawionego na rys. 5 (przy założeniu niezmienniej geometrii samolotu – stała powierzchnia skrzydeł) to warunki startowe determinują geometrię silnika, bowiem uzyskiwane wartości parametru „dopasowania” silnika i samolotu S_{ZN} są w tych warunkach największe. Lot poddźwiękowy zarówno na małej i dużej wysokości nie stanowi kryterium granicznego S_{ZN} , podobnie zresztą jak lot naddźwiękowy na dużej wysokości. Wartości parametru S_{ZN} są dla tych warunków ponad 2,5-krotnie mniejsze niż w warunkach startu. Takie rozwiązanie wynika z faktu prowadzenia obliczeń oparciu o równania, które determinują energetyczne zapotrzebowanie samolotu dla wykonania określonego fragmentu zadania. Dla pokonania oporów ruchu i oporów aerodynamicznych podczas startu, konieczne jest zwiększenie powierzchni wlotowej do silnika, co powoduje wzrost masowego natężenia przepływu powietrza i wzrost stopnia dwuprzepływowości.

Na rysunku 6 przedstawiono wpływ sprężu sprężarki na S_{ZN} również dla wybranych warunków lotu. Również w tym przypadku to warunki startowe decydują o wyborze wartości parametru S_{ZN} . Przy czym, w fazie startu, im większy jest spręż sprężarki tym wartość S_{ZN} zmniejsza się. Wpływ sprężu sprężarki na S_{ZN} jest istotny jedynie w trakcie startu, i to tylko w niewielkim zakresie zmiany sprężu. Przy sprężach większych, od 20 (gdy $T_3^* = \text{idem}$, $a = \text{idem}$) wpływ sprężu sprężarki na S_{ZN} jest nieznaczny (podobnie jak w trakcie lotu naddźwiękowego i poddźwiękowego). Przy sprężach rzędu 20...30 parametr S_{ZN} obliczony dla warunków startowych jest ponad trzykrotnie większy niż dla lotu poziomego, naddźwiękowego. Ważne jest również to, że dla spełnienia wymagań lotu naddźwiękowego wartość tego parametru jest większa ponad dwukrotnie niż dla lotu poddźwiękowego.

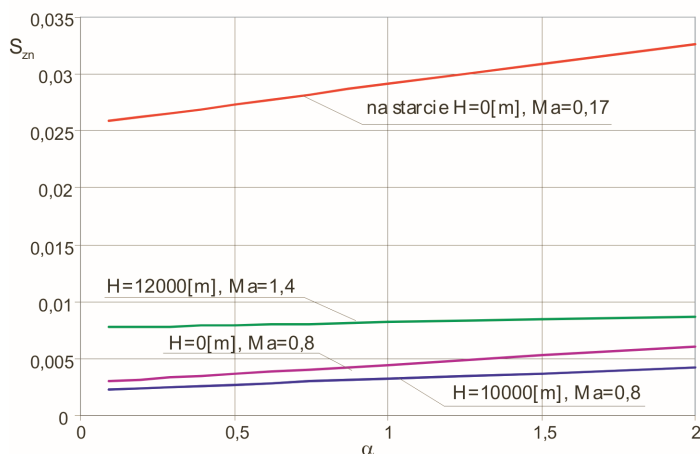


Rys. 6. Zależność parametru S_{ZN} od sprężu sprężarki dla wybranych warunków lotu

Fig. 6. Relation of S_{ZN} parameter from the compression of the compressor for different flight conditions

the $\bar{K}_{s\pi}$ in the form (6a) it is possible to research the influence of the chosen parameters of the engine cycle on the S_{ZN} . In Fig. 5 the influence of by-pass ratio α on S_{ZN} for the chosen flight conditions, that is for the take-off and the agreed horizontal flight with the determined velocity and altitude is shown. The calculations of the engine characteristics were done on the basis of the calculation algorithm of the turbofan engine with the jet mixer and afterburner are presented in [14].

As it is shown in Fig. 5 (with unchangeable aircraft geometry – constant wing surface) the take-off conditions de-



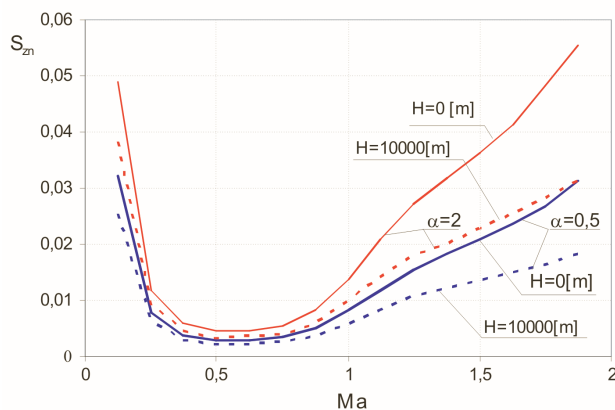
Rys. 5. Wpływ stopnia dwuprzepływowości a na S_{ZN} dla wybranych warunków lotu ($\pi_s^* = 20$, $T_3^* = 1775 \text{ K}$)

Fig. 5. The influence of by-pass ratio a on S_{ZN} for the chosen flight conditions ($\pi_s^* = 20$, $T_3^* = 1775 \text{ K}$)

termine the engine geometry as the obtained values of the “adjusting” parameter of the engine and the aircraft S_{ZN} are the biggest in these conditions. Subsonic flight both for a big and small altitude is not the limit criterion of S_{ZN} , similarly the supersonic flight for a big altitude. The values of S_{ZN} parameter are over 2.5-times smaller for these conditions than for the take-off conditions. Such a solution results from the fact that the calculations are done on the basis of the equations which determine the energy need of the aircraft to perform part of the task. In order to overcome movements resistance and aerodynamic resistance during the take-off it is necessary to increase the inlet engine surface what causes the growth of mass intensity of the air flow and the increase of by-pass ratio.

In Fig. 6 the influence of compressor compression on S_{ZN} for the chosen flight conditions is featured. Also, in this case the take-off conditions decide about the choice of S_{ZN} parameter. However, during the take-off the bigger is the compressor compression the smaller is the S_{ZN} value. The influence of the compressor compression on S_{ZN} is significant only during the take-off and only within the small range of the compression change. When the compression is bigger, from

Na rysunku 7 pokazano wpływ warunków lotu H , Ma i stopnia dwuprzepływowości a na wielkość S_{ZN} . Różnice widoczne są szczególnie w obszarze małych wartości prędkości lotu (startu) i w zakresie prędkości naddźwiękowych. Należy zauważyć, że to lot naddźwiękowy na małej wysokości determinuje wybór wartości S_{ZN} .



Rys. 7. Wpływ warunków lotu oraz stopnia dwuprzepływowości a na S_{ZN}

$$(\pi_s^* = 20, T_3^* = 1775 K)$$

Fig. 7. Influence of flight conditions and by-pass ratio α on S_{ZN}

$$(\pi_s^* = 20, T_3^* = 1775 K)$$

Dla uzupełnienia wyników obliczeń na rys. 8 przedstawiono w formie wykresu wpływ sprężu sprężarki na wartość S_{ZN} dla różnych warunków lotu i stałej wartości a .

Determinującymi wybór warunków lotu samolotu jako obliczeniowych są start i lot z dużymi prędkościami na małych wysokościach. Dla dużych wartości stopnia dwuprzepływowości i sprężu silnika wymiarujące są stany lotu z dużymi prędkościami naddźwiękowymi.

Należy mieć na uwadze fakt, że przy stałej geometrii samolotu zmiana parametru S_{zn} oznacza przede wszystkim zmianę pola przekroju czołowego silnika, co może w sposób niekorzystny (przy wzroście S_{zn}) wpływać na charakterystyki aerodynamiczne całego samolotu.

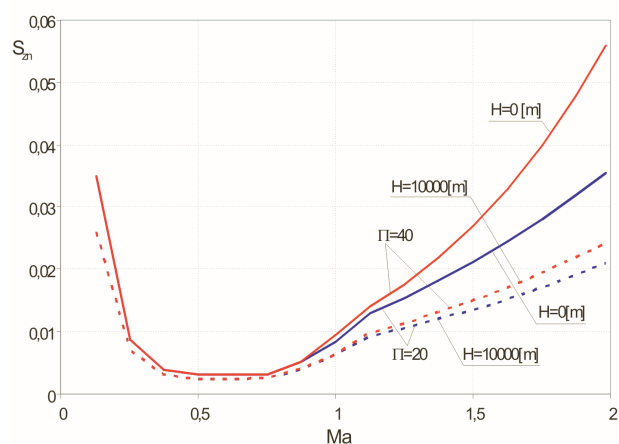
5. Kryteria oceny silnika w modelu samolotu i zadania lotniczego

Na etapie projektu wstępnego zadaniem koniecznym do rozwiązania jest „dopasowanie” charakterystyk samolotu i zespołu napędowego tzn. należy wyznaczyć optymalne rozmiary silnika i samolotu, określić optymalny zakres pracy silnika dla każdego fragmentu misji oraz dokonać wyboru optymalnych parametrów obiegu porównawczego silnika. Zadanie to nazywane jest zadaniem integracji zespołu napędowego i samolotu. Na etapie projektu wstępnego do modelowania tych charakterystyk i wzajemnych relacji między nimi stosuje się modele uproszczone. W charakterze niewiadomych, w zadaniu integracji, przyjmuje się:

1. Wymiar charakterystyczny samolotu, którym zwykle jest powierzchnia skrzydła S_{SK} . Wygodniejsze na etapie projektu wstępnego jest stosowanie parametrów bezwymiarowych, stąd w charakterze wymiaru charakterystyczne-

20 (when $T_3^* = \text{idem}$, $\alpha = \text{idem}$) the influence of compressor compression on S_{ZN} is insignificant (similarly as during the supersonic and subsonic sound). When the compression is about 20...30 the S_{ZN} parameter calculated for the take-off conditions is over three times bigger than for the horizontal flight, supersonic. It is also important that to meet the requirements of the supersonic flight the value of this parameter is over twice as high as for the subsonic flight.

In Fig. 7 the influence of flight conditions H , Ma and by-pass ratio a on S_{ZN} was shown. The differences are visible, especially in the range of small values of the flight (take-off) and within the supersonic velocity. The important matter is that supersonic flight on the small height determines the choice of S_{ZN} .



Rys. 8. Wpływ sprężu silnika i warunków lotu na wartość S_{ZN} ($a = 0,4$, $T_3^* = 1775 K$)

Fig. 8. Influence of the engine compression and flight conditions on S_{ZN}

In order to complete the results of the calculation in Fig. 8 the influence of the compressor compression on S_{ZN} for different flight conditions and constant a was featured as a graph.

One should take into consideration the fact that with the constant aircraft geometry the change of S_{ZN} means the change of frontal intersection area of the engine which may have a negative influence (with the growth of S_{ZN}) on the aerodynamic characteristics of the aircraft.

5. Criteria for engine assessment in an aircraft model and an aircraft task

At the stage of a preliminary project the necessary task is to “fit” the aircraft characteristics and the power unit, that is to determine the optimum size of an engine and an aircraft, to determine the optimum range of the engine work for each stage of the mission and to choose the optimum parameters of comparative cycle of the engine. This is called the task of integration of the power unit and the aircraft. During the preliminary project the simplified models are used for modeling the above characteristics and relations among them. In the integration task the unknown is:

- go przyjmuje się parametr względnego obciążenia skrzydła opisany wzorem (8).
2. Wymiar charakterystyczny silnika A_ϕ tj. pole przekroju na wlocie do wentylatora. Ten parametr zastępuje się w analizie bezwymiarowej względnym wymiarem zespołu napędowego zgodnie ze wzorem (7).
 3. Ciąg silnika K , zastępuje się bezwymiarowym parametrem ciągu – wzór (6).

Parametr obciążenia skrzydła oraz względny wymiar zespołu napędowego S_{ZN} są podstawowymi wskaźnikami, wykorzystywanymi w procesie integracji samolotu i zespołu napędowego i noszą nazwę kryteriów „dostosowania” [16]. Jednym z podstawowych zadań integracji charakterystyk jest ustalenie optymalnej wartości ciągu dla założonych warunków lotu (charakteryzowanych wysokością lotu H i prędkością lotu wyrażoną dalej liczbą Ma) przy założeniu, że znane są wymiary samolotu (i Ψ). Zadanie to można rozwiązać wykorzystując pojęcie zasięgu umownego , który wyraża się wzorem:

$$L_{um} = \frac{E a_H Ma}{g c_j}, \quad (19)$$

gdzie: $E = \frac{c_z}{c_x}$ – doskonałość aerodynamiczna samolotu, a_H

– prędkość dźwięku na wysokości obliczeniowej, c_j – jednostkowe zużycie paliwa, będące funkcją parametrów obiegu porównawczego silnika $c_j = c_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$.

Przyjmując dalej za [4, 14], że biegunowa samolotu opisana jest zależnością:

$$c_x = c_{x0} + A c_z^2, \quad (20)$$

oraz, że współczynnik siły nośnej c_z z wykorzystaniem (8) opisany jest wzorem

$$c_z = \frac{2\Psi}{kMa^2}, \quad (21)$$

to doskonałość aerodynamiczną obliczyć można ze wzoru:

$$E = \sqrt{\frac{kMa^2}{2AS_{ZN}K_{sil}} \left(1 - \frac{c_{x0}kMa^2}{2S_{ZN}K_{sil}} \right)}. \quad (22)$$

Przy wyborze parametrów silnika konieczne jest wykorzystanie bardziej złożonych kryteriów, uwzględniających np. masowe charakterystyki silnika. Kryterium, które uwzględnia masę paliwa jest zasięg teoretyczny (zasięg w postaci Bregueta) lub inaczej zasięg samolotu wyznaczony dla warunku stałej prędkości lotu i stałego współczynnika siły nośnej [4]:

$$L_t = \frac{E a_H Ma}{g c_j} \ln \left(\frac{1}{1 - m_{pal}} \right), \quad (23)$$

gdzie: $m_{pal} = \frac{m_{pal}}{m}$ – masa względna paliwa, tj. masa spalona w czasie lotu paliwa m_{pal} do masy startowej samolotu m .

1. The characteristic dimension of an aircraft, usually the wing surface S_{SK} . It is more comfortable to use non-dimensional parameters at the preliminary stage, hence as a characteristic dimension the relative parameter of the wing loading is used (8).
2. Characteristic dimension of the engine A_ϕ , that is intersection area on the fan inlet. This parameter is replaced in the non-dimensional analysis by the relative dimension of the power unit according to (7).
3. Engine thrust K is replaced by the non-dimensional thrust parameter (6).

The wing loading parameter Ψ and the relative dimension of the power unit S_{ZN} are the basic indicators which are used in the process of aircraft and power unit integration and are called “accommodation” criteria [16]. One of the basic tasks of the characteristics integration is to decide on the optimum thrust for the agreed flight conditions (characterized by the flight height H and flight velocity expressed by the Ma number) assuming that the dimensions of the aircraft (and Ψ) are known. This task can be solved with the use of the agreed range , which can be written in a form, eq. (19),

where: $E = \frac{c_z}{c_x}$ – aerodynamic lift/drag ratio of an aircraft,

a_H – speed of sound on the design altitude, c_j – specific fuel consumption which is the parameters functions of the engine comparative cycle $c_j = c_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$.

Following the [4, 14] and assuming that the polar line of an aircraft is described in the following way, eq. (20) and that aerodynamic lift coefficient c_z with the use of (8) is written in eq. (21) so the aerodynamic lift/drag ratio can be calculated from the formula (22).

While choosing the engine parameters it is necessary to use more complex criteria which would take into consideration e.g. mass characteristics of the engine. The criteria which would allow for the fuel mass is the theoretical range (Breguet range) or the range of an aircraft for the constant flight velocity and constant aerodynamic lift coefficient [4], eq. 23),

where: $m_{pal} = \frac{m_{pal}}{m}$ – relative fuel mass, that is mass of the combusted fuel during the flight m_{pal} to the take-off mass m .

The theoretical range represents the distance which will be covered by an aircraft when the whole supplies of the fuel will be used on a chosen range of engine and in certain flight conditions. In order to determine the relative fuel mass the balance equation of the aircraft mass in the simplified form can be used, eq. (24), where: m – take-off mass of an aircraft, m_{plat} – airframe mass with avionics, additional equipment and crew, m_{ZN} – mass of power unit, m_{pal} – fuel mass, m_{lad} – load mass (armament).

Zasięg teoretyczny przedstawia sobą odległość, którą pokona samolot, gdy cały zapas paliwa zostanie zużyty na wybranych zakresie pracy silnika i w określonych warunkach lotu.

Dla wyznaczenia masy względnej paliwa można wykorzystać równanie bilansu masy samolotu w uproszczonej postaci:

$$m = m_{plat} + m_{ZN} + m_{pal} + m_{lad}, \quad (24)$$

gdzie: m – masa startowa samolotu, m_{plat} – masa płatowca z awioniką, wyposażeniem dodatkowym, załogą, m_{ZN} – masa zespołu napędowego, m_{pal} – masa paliwa, m_{lad} – masa ładunku (uzbrojenia).

Dzieląc równanie (24) stronami przez masę startową m równanie bilansu mas samolotu sprowadza się do postaci bezwymiarowej:

$$\bar{m} = \bar{m}_{plat} + \bar{m}_{ZN} + \bar{m}_{pal} + \bar{m}_{lad}, \quad (25)$$

z której wyznacza się masę względną paliwa:

$$\bar{m}_{pal} = 1 - (\bar{m}_{plat} + \bar{m}_{ZN} + \bar{m}_{lad}). \quad (26)$$

Według [18] dla samolotu wielozadaniowego można przyjąć, że $\bar{m}_{plat} = 0,45-0,5$, $\bar{m}_{lad} = 0,2-0,25$ (nawet 0,29 dla samolotu Jas 39 Gripen). Zakłada się dalej, dla uproszczenia rozważań, że masy względne płatowca i ładunku nie ulegają zmianie, natomiast masa zespołu napędowego jest funkcją parametrów termogazodynamicznych. Masę silnika dwuprzepływowego, dwuwirnikowego wyznaczono w oparciu o wzór przedstawiony w [12]:

$$m_{sil} = \{B_0 \dot{m}_{0i}^m (\pi_{swc}^{*0.286} - 1)^{m_2} + 1.145 (\dot{m}_{0i} \alpha)^{1.28} (\pi_{went}^{*0.286} - 1)^{0.513}\} K_{ig} K_s \quad (27)$$

gdzie: B_0 , m_1 , m_2 , K_{ig} , K_s – wielkości stałe [12], \dot{m}_{0i} – masowe natężenie przepływu w kanale wewnętrznym, π_{went}^* – spręż sprężarki wysokiego ciśnienia, π_{went}^* – spręż wentylatora.

W celu wyznaczenia masy silnika i jednostkowego zużycia paliwa zbudowano model silnika dwuprzepływowego, dwuwirnikowego z mieszalnikami strumieni i wspólną komorą dopalacza według [3, 13, 14].

Wprowadzając parametr masy jednostkowej silnika w postaci:

$$\mu_{sil} = \frac{m_{sil}}{K} \quad (28)$$

i wykorzystując parametry bezwymiarowe w postaci (7) i (8) masę względną zespołu napędowego wyznacza się z zależności:

$$\bar{m}_{ZN} = C \frac{\mu_{sil} k_j S_{ZN} Ma}{\Psi}, \quad (29)$$

gdzie: C – stała, k_j – ciąg jednostkowy silnika, będący funkcją parametrów termo-gazodynamicznych silnika $k_j = k_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$.

Podstawiając (29) do (23) oraz uwzględniając (26) wzór na zasięg teoretyczny przyjmuje postać:

$$L_i = \frac{Ea_H Ma}{g c_j} \ln \left(\frac{1}{(\bar{m}_{plat} + \bar{m}_{lad}) + C \frac{\mu_{sil} k_j S_{ZN} Ma}{\Psi}} \right). \quad (30)$$

When we divide (24) by the take-off mass m the equation of balance of aircraft masses has the non-dimensional form, eq. (25) from which the relative fuel mass is determined, eq. (26).

According to [18] for the multi-purpose aircraft we can assume that $\bar{m}_{plat} = 0.45-0.5$, $\bar{m}_{lad} = 0.2-0.25$ (even 0.29 for the aircraft Jas 39 Gripen). In further assumptions relative masses of the airframe and the load do not change, thus the power unit mass is the function of thermo-gas-dynamic parameters. The mass of the turbofan, two-spool was determined on the basis of the formula in [12], eq. (27),

where: B_0 , m_1 , m_2 , K_{ig} , K_s – constant quantities [12], \dot{m}_{0i} – mass flow intensity in the internal channel, π_{went}^* – compression of the high pressure compressor, π_{went}^* – fan compression.

In order to determine the engine mass and specific fuel usage the model of turbofan, two-spool with the jet mixer and common chamber of afterburner according to [3, 13, 14] was built.

By introducing the parameters of specific mass of the engine in a form, eq. (28) and by using the non-dimensional parameters in the form (7) and (8) the relative mass of the power unit is determined from, eq. (29), where: C – constant, k_j – specific thrust of an engine, which is the function of thermo-gas-dynamic parameters of the engine $k_j = k_j(\pi_s^*, T_3^*, \alpha)$.

When we substitute (29) to (23) and take into account (26) the formula on the theoretical range has the form, eq. (30).

The change of the parameters S_{ZN} and Ψ has a big influence on the aircraft range. It results from the equation (30) that the decrease of the engine S_{ZN} dimension (with the constant dimension of an aircraft) causes the increase of the theoretical range. This range achieves the maximum value for $S_{ZN} = 0$. When we change the engine dimension, and at the same time the engine mass (with the constant take-off mass) the amount of the fuel you can fill up increases, as well as the flight length.

For further analyses the influence of change of thermo-gas-dynamic engine parameters on the flight lift/drag ratio E , the agreed and theoretical range L_{um} was featured.

In Fig. 9 the influence of change of total compression of the engine compressor on aerodynamic lift/drag ratio of the aircraft E and the agreed range L_{um} was presented. In the Fig. 9a, 9c the fact of overlapping of the lift/drag ratio extremum E and specific thrust k_j in the function of engine compression was marked. For the π_s^* where the specific thrust is maximal the aerodynamic lift/drag ratio is minimal. When the compression increases, the agreed range goes up as well, but the higher is the temperature before turbine, the smaller is the agreed range. The higher value of the specific fuel usage at the constant value of the specific thrust causes the increase of fuel mass.

Zmiana parametrów S_{ZN} i Ψ ma istotny wpływ na zasięg samolotu. Z równania (30) wynika, że zmniejszanie rozmiaru silnika S_{ZN} (przy zachowaniu stałych wymiarów samolotu) powoduje wzrost zasięgu teoretycznego. Zasięg teoretyczny osiąga wartość maksymalną dla $S_{ZN} = 0$. Zmniejszaniu rozmiaru silnika a tym samym i masy silnika towarzyszy (przy założeniu stałej masy startowej) wzrost ilości paliwa, którą może samolot zatankować, a tym samym zwiększa się długotrwałość lotu.

Istotnym dla dalszych analiz jest określenie wpływu zmiany parametrów termogazodynamicznych silnika na doskonałość samolotu, zasięg umowny i teoretyczny.

Na rysunku 9 przedstawiono wpływ zmiany sprężu całkowitego sprężarki silnika na doskonałość aerodynamiczną samolotu E i zasięg umowny L_{um} . Na rysunku 9a, 9c zaznaczono pokrywanie się ekstremów doskonałości E i ciągu jednostkowego k_j w funkcji sprężu silnika. Dla wartości π_s^* , przy której ciąg jednostkowy osiąga swoje maksimum, doskonałość aerodynamiczna osiąga swoje minimum.

Wzrostowi sprężu π_s^* towarzyszy wzrost zasięgu umownego, przy czym im wyższa temperatura przed turbiną tym mniejszy zasięg umowny. Wyższa wartość jednostkowego zużycia paliwa przy stałej wartości ciągu jednostkowego powoduje, bowiem zwiększenie masy paliwa dla wykonania przelotu.

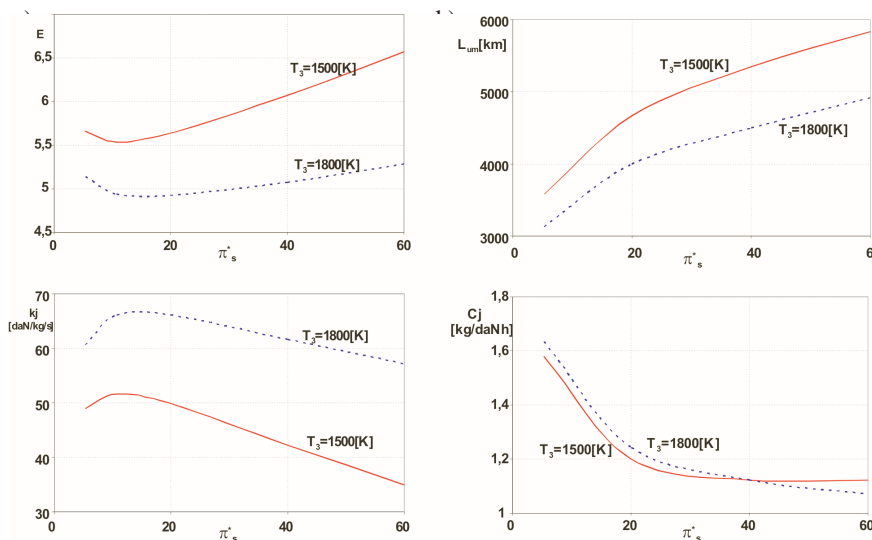
Na rysunku 10 przedstawiono wpływ zmiany stopnia dwuprzepływowości α na charakterystyki samolotu.

W zakresie lotu poddźwiękowego wzrost α powoduje zarówno wzrost doskonałości E jak i zasięgu umownego L_{um} . Na rysunku 11 przedstawiono również zmianę charakterystyk samolotu w funkcji stopnia dwuprzepływowości α , ale dla lotu naddźwiękowego na dużej wysokości.

Na wykresach z rys. 11a i 11b zauważalne jest wyraźne maksimum dla doskonałości E i zasięgu umownego L_{um} w trakcie lotu naddźwiękowego, przy czym im niższa wartość temperatury przed turbiną tym maksimum przesuwa się w kierunku mniejszych wartości stopnia dwuprzepływowości.

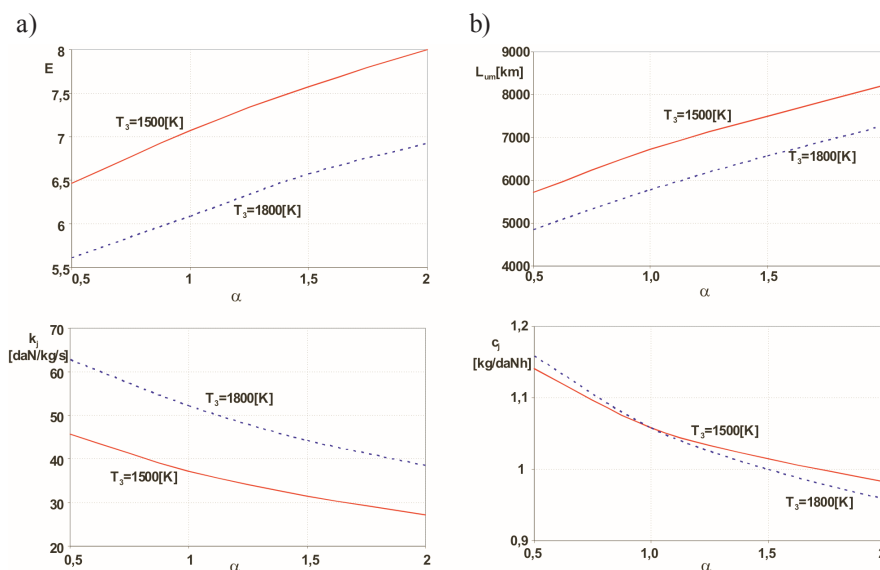
In Fig. 10 the influence of change of by-pass ratio α on the aircraft characteristics was shown.

During the subsonic flight the increase of α causes both the increase of lift/drag ratio E and the agreed range L_{um} . In Fig. 11 the change of aircraft characteristics in the function of by-pass ratio α , but for the supersonic flight at big altitude was presented.



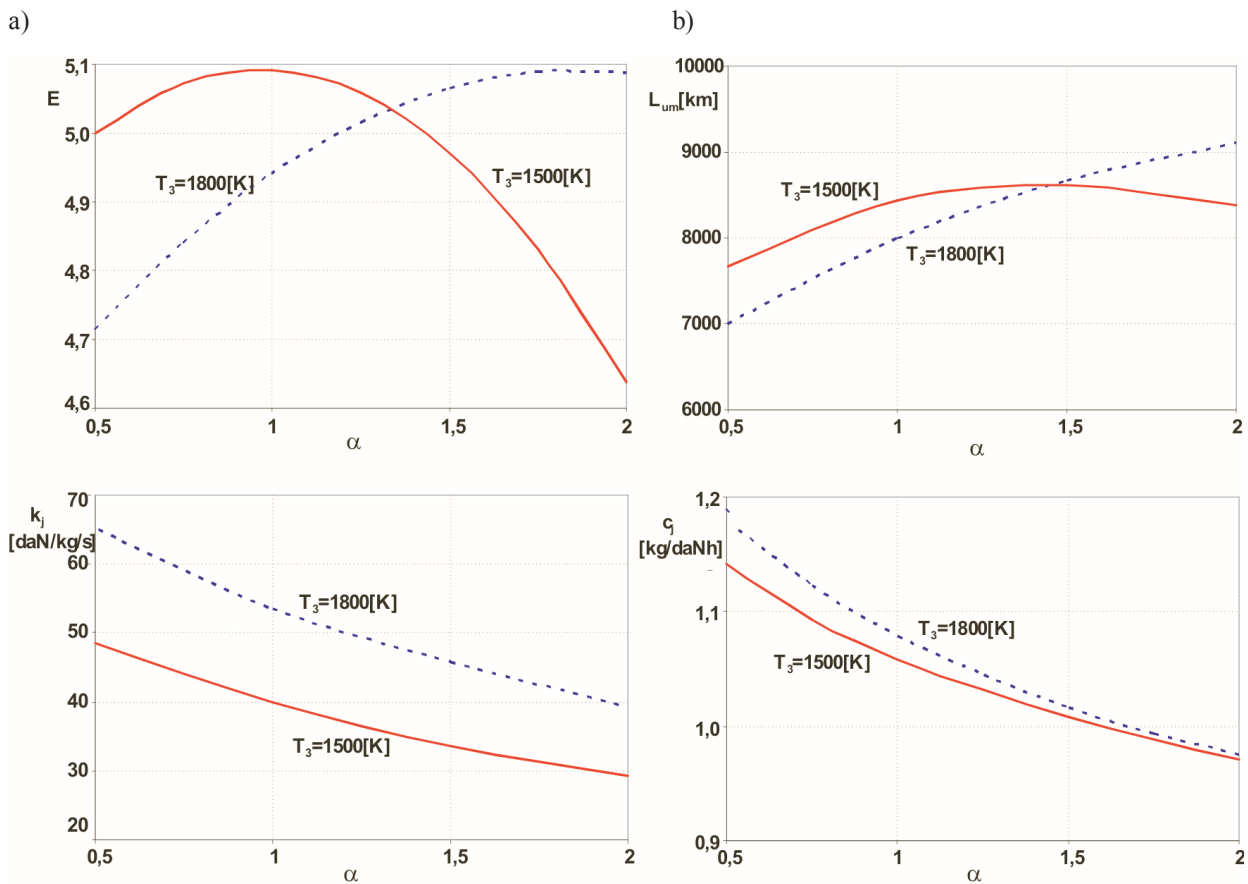
Rys. 9. Wpływ sprężu sprężarki π_s^* ($H = 0$, $Ma = 0,8$, stopień dwuprzepływowości $\alpha = 0,4$) na a) doskonałość aerodynamiczną E , b) zasięg L_{um} , c) ciąg jednostkowy k_j , d) jednostkowe zużycie paliwa c_f dla dwóch wartości T_3^*

Fig. 9. The influence of compressor compression π_s^* ($H = 0$, $Ma = 0.8$, by-pass ratio $\alpha = 0.4$) on a) aerodynamic lift/drag E , b) range L_{um} , c) specific thrust k_j , d) specific fuel usage c_f for two values T_3^*



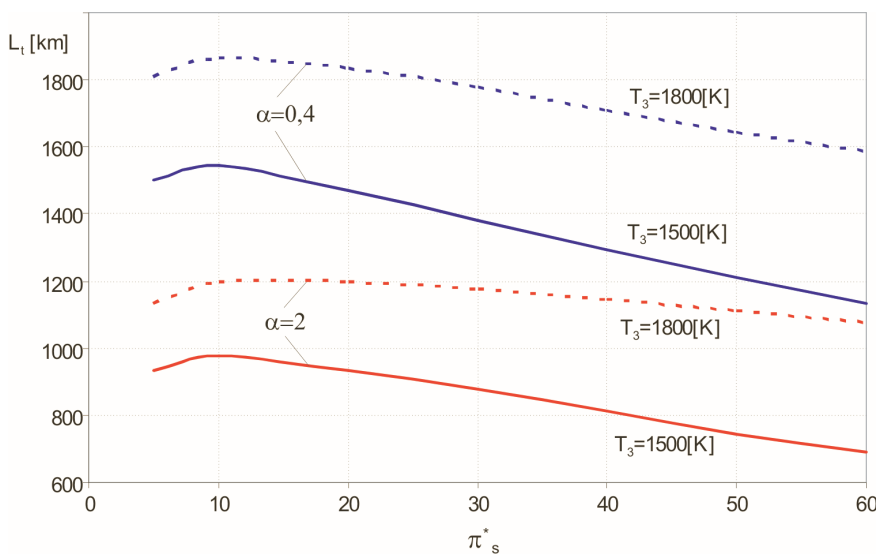
Rys. 10. Wpływ stopnia dwuprzepływowości α ($H = 0$, $Ma = 0,8$, $\pi_s^* = 20$) na a) doskonałość aerodynamiczną E , b) zasięg L_{um} , c) ciąg jednostkowy k_j , d) jednostkowe zużycie paliwa c_f

Fig. 10. Influence of by-pass ratio α ($H = 0$, $Ma = 0.8$, $\pi_s^* = 20$) on a) aerodynamic lift/drag ratio E , b) range L_{um} , c) specific thrust k_j , d) specific fuel consumption c_f for two values T_3^*



Rys. 11. Wpływ stopnia dwuprzepływowości α ($H = 12\,000$ m, $Ma = 1,4$, $\pi_s^* = 20$) na a) doskonałość aerodynamiczną E , b) zasięg L_{um} , c) ciąg jednostkowy k_j , d) jednostkowe zużycie paliwa c_j

Fig. 11. Influence of by-pass ratio α ($H = 12\,000$ m, $Ma = 1,4$, $\pi_s^* = 20$) on a) aerodynamic lift/drag ratio E , b) range L_{um} , c) specific thrust k_j , d) specific fuel consumption c_j for two values T_3^*



Rys. 12. Wpływ sprężu całkowitego silnika π_s^* , temperatury przed turbiną T_3^* , stopnia dwuprzepływowości α , na zmianę zasięgu teoretycznego L_i ($Ma = 0,8$, $H = 0$)

Fig. 12. Influence of total compression of the engine π_s^* , temperature before turbine T_3^* , by-pass ratio α , on a change of theoretical range L_i ($Ma = 0,8$, $H = 0$)

On the graphs in Fig. 11a and 11b one can notice the maximum for the lift/drag ratio E and the agreed range L_{um} during the supersonic flight, and the lower is the temperature before the turbine, the maximum moves in the direction of lower values of the by-pass ratio.

To sum up in Fig. 12 the influence of the choice of thermo-gas-dynamic parameters which describe the comparative cycle of the engine and the flight conditions on the value of theoretical range was featured.

By-pass ratio α and temperature before turbine have a significant influence on the theoretical range L_r . The higher is the temperature before turbine and the lower by-pass ratio the bigger is the theoretical range of an aircraft. The increase of the range as a result of the increase of temperature are connect-

Dla kompletności rozważań na rys. 12 przedstawiono wpływ wyboru parametrów termogazodynamicznych opisujących obieg porównawczy silnika i warunków lotu na wartość zasięgu teoretycznego.

Stopień dwuprzepływowości α i temperatura przed turbiną T_3^* w sposób istotny wpływają na wartość zasięgu teoretycznego L_f . Im wyższa temperatura przed turbiną i mniejszy stopień dwuprzepływowości tym zasięg teoretyczny samolotu jest większy. Wzrost zasięgu wskutek wzrostu temperatury tłumaczyć należy wzrostem sprawności ogólnej silnika. Z kolei wzrost stopnia dwuprzepływowości powoduje spadek zasięgu. Wynika to z faktu, że przy krótkich czasach lotu samolotu udział masy silnika w ogólnym bilansie mas samolotu rośnie kosztem obniżania masy paliwa potrzebnego do wykonania zadania – stąd mniejszy zasięg.

ed with the overall efficiency of the engine. On the other hand the increase of by-pass ratio causes the range decline. It results from the fact that at very short flight time the mass fraction of the engine in the general balance of the aircraft mass increases at the expense of the decrease of the fuel mass needed to fulfill the task-hence the range is smaller.

Artykuł recenzowany

Literatura/Bibliography

- [1] Brusow W.: Optymalne projektowanie wielozadaniowych statków latających. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1996.
- [2] Danilecki S.: Projektowanie Samolotów. Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2000.
- [3] Dzierżanowski P. i in.: Turbinowe silniki odrzutowe. Seria Napędy Lotnicze, WKiŁ. Warszawa 1993.
- [4] Goraj Z.: Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001.
- [5] Guha A.: Optimisation and design of aero gas turbine engines. Aeronautical Journal, Vol. 105, No. 1049, 2001.
- [6] Hely M.J., Kowalik J., Ramsay J.W.: Airplane engine selection by optimization on surface fit approximations. Journal of Aircraft, Vol. 12, No. 7, 1975.
- [7] Herteman J.P., Goutines M.: Design principles and methods for military turbojet engines. RTO-MP-*, AC/323(AVT)TP/9. Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines, 1999.
- [8] Kurzke J.: Gas turbine cycle design methodology: a comparison of parameter variation with numerical optimization. Trans. ASME, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 121, 1999.
- [9] Lane R.J., Behenna J.: EJ-200 The engine for a new European fighter aircraft. Trans. ASME, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 113, 1991.
- [10] Lewitowicz J.: Podstawy eksploatacji statków powietrznych. Tom I. Statek powietrzny i elementy teorii. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2001.
- [11] Lewitowicz J., Kustron K.: Podstawy eksploatacji statków powietrznych. Tom II. Własności i właściwości eksploatacyjne statku powietrznego. Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2003.
- [12] Maslov W.G.: Teoriya vybora optimalnykh parametrov pri projektirovani awiacionnykh GTD. Maszinoostroenie, Moskwa 1981.
- [13] Muszyński M., Orkisz M.: Modelowanie turbinowych silników odrzutowych. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1997.
- [14] Orkisz M. (red): Podstawy doboru turbinowych silników odrzutowych do płatowca. Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2002.
- [15] Raymer D.P.: Next generation attack fighter conceptual design study. Aircraft Design 1(1998), Elsevier Science, Pergamon.
- [16] Rumiancev C.W., Sgilewskij W.A.: Sistiemnoje projektirovanie awiacionnogo dwigatela. Izdatielstwo MAI, Moskwa 1991.
- [17] Schaffer A., Lauer W.: Design of a new fighter engine – the dream in an engine man's life. RTO-MP-*, AC/323(AVT)TP/9, Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines, 1999.
- [18] Smykla M.: Efektywność taktyczna samolotów w aspektach masowo-geometrycznych. Rozprawa doktorska, Akademia Obrony Narodowej, Warszawa 2000.
- [19] Stricker J.M.: The gas turbine engine conceptual design process – an integrated approach. RTO-MP-*, AC/323(AVT)TP/9, Design Principles and Methods for Aircraft Gas Turbine Engines, 1999.
- [20] Svoboda C.: Turbofan engine database as a preliminary design tool. Aircraft Design 3(2000), Elsevier Science, Pergamon.
- [21] www.aircraftenginedesign.com

Dr inż. Piotr Wygonik – adiunkt na Wydziale Budowy Maszyn i Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej.
Mr. Piotr Wygonik, PhD. MEng. – doctor in the Faculty of Mechanical Engineering and Aeronautics at Rzeszów University of Technology.

