



Turbośmigłowy silnik z regeneracją ciepła do napędu samolotów ultralekkich

Jarosław Pytka
Politechnika Lubelska

Streszczenie

Artykuł dotyczy silnika turbośmigłowego z układem regeneracji ciepła. Omówiono rys historyczny, podstawy teoretyczne oraz przykładowe rozwiązania konstrukcyjne powstałe na przestrzeni lat. Przedstawiono innowacyjność silnika turbośmigłowego z odzyskiem ciepła, opracowanego i wdrożonego do produkcji przemysłowej z przeznaczeniem do napędu samolotów ultralekkich. Omówiono zalety i wady, praktyczne wnioski z prób w locie, a także zasygnalizowano potencjalne możliwości rozwoju przedstawianego w artykule silnika.

Słowa kluczowe: silnik turbinowy, silnik turbośmigłowy, regeneracja ciepła, samoloty ultralekkie

Wprowadzenie

Silnik turbinowy stanowi korzystne źródło napędu statków powietrznych. Posiada wiele zalet, wśród których należy wymienić wysoki stosunek mocy do masy, wysoką wartość mocy użytecznej, korzystne charakterystyki wysokościowe, niewielkie wymiary, a także możliwość dostosowania do napędu różnych statków powietrznych. W dobie ogólnoświatowego kryzysu paliwowego i coraz silniejszych nacisków ze strony ekologów, wysokie zużycie paliwa w silniku turbinowym okazuje się istotną wadą, która może doprowadzić do znacznych ograniczeń, pośrednio także w rozwoju lotnictwa. Dlatego też każde działanie mające na celu polepszenie ogólnej sprawności cieplnej i ograniczenie zużycia paliwa jest uzasadnione. Jednym z rozwiązań, które mogą pozytywnie wpłynąć na sprawność cieplną silnika turbinowego jest tzw. karnotyzacja, czyli szereg zabiegów mających na celu modyfikację

rzeczywistego obiegu termodynamicznego silnika tak, aby był on jak najbardziej podobny do obiegu Carnota dla danego zakresu temperatur roboczych. Najczęściej stosowane zabiegi w ramach karnotyżacji to regeneracja ciepła i przegrzew wtórny.

Regeneracja ciepła w silniku turbinowym polega na zachowaniu w obiegu termodynamicznym części ciepła zawartego w czynniku roboczym. Jak wiadomo, gazy spalinowe osiągają znaczną temperaturę, do 1000°C w przypadku silnika turbodrzutowego, a biorąc pod uwagę natężenie przepływu spalin sięgające wartości 100 kg/s , straty ciepła są bardzo duże. Stąd sprawność cieplna silnika turbodrzutowego jednaprzepływowego jest stosunkowo niska i mieści się w zakresie 25–40%.

Regeneracja ciepła, szeroko stosowana w turbinach gazowych elektrowni w celu zwiększenia sprawności cyklu, może być korzystna również w przypadku turbinowych silników lotniczych. Problematiczna jest obecność wymienników ciepła jako niezbędnych środków technicznych do realizacji zmodyfikowanego cyklu. Powoduje to wzrost wymiarów i masy silnika z wymiennikiem, a ponadto wymienniki ciepła narzucają złożony schemat przepływu wewnątrz silnika, co dodatkowo zwiększa złożoność instalacji. Dlatego też do tej pory niewiele rozwiązań osiągnęło wymagany stopień gotowości technologicznej.

W latach 60. XX w. opracowano silnik Allison T78, który posiadał jeden wał z 14-stopniową sprężarką osiową i 4-stopniową turbiną oraz komorę spalania w kształcie kanałika z sześcioma płomienicami. Był to silnik turbośmigłowy z reduktorem osadzonym zdalnie na trójramiennym wsporniku rurowym. Regeneracja ciepła w silniku T78 polegała na tym, że gorące gazy wylotowe z turbiny przepływały do rury wylotowej, której wewnętrzna ściana posiadała kształt stożkowy, a zewnętrzna stanowiła blok rurowego wymiennika ciepła. Układ wymiennika zintegrowano z silnikiem w ten sposób, że czynnik roboczy mógł być kierowany do regeneratora poprzez zamknięcie wylotu, wówczas osiągnano zwiększenie sprawności przy jednoczesnym zmniejszeniu mocy.

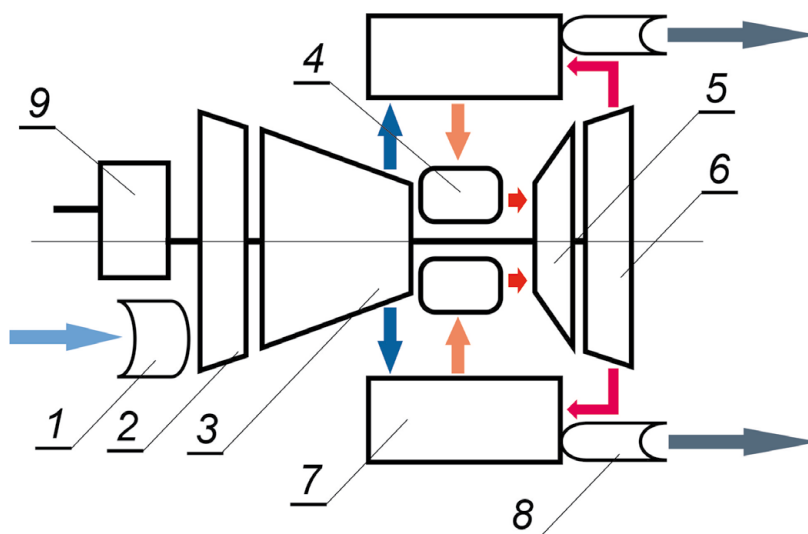
Natomiast otwarcie wylotu i omińnięcie układu wymiennika zapewniające swobodny przepływ większości gazów spalinowych pozwalało na uzyskanie wysokiej mocy podczas startu, wznoszenia lub operacji na dużych wysokościach. Dalszych prac rozwojowych zaniechano, głównie ze względu na pojawienie się silników turbinowych dwuprzepływowych, w których zużycie paliwa było konkurencyjnie niskie [7], [9].

W ostatnich latach powrócono do koncepcji silnika turbinowego z regeneracją ciepła. Wymagany dziś lotniczym silnikiem służącym do regeneracji ciepła z gazów wylotowych jest silnik turbośmigłowy. Wymóg jego użycia wynika stąd, że w silniku turbodrzutowym podczas procesów przemiany entalpii, która jest źródłem energii kinetycznej strumienia, odzysk ciepła z czynnika roboczego przed rozprężeniem powoduje zmniejszenie siły ciągu. Natomiast w przypadku silnika turbośmigłowego, ciepło jest odzyskiwane z czynnika roboczego po rozprężeniu w turbinie, co praktycznie nie wpływa na osiągi silnika: odzysk ciepła jest zyskiem netto. Drugim bardzo ważnym skutkiem regeneracji ciepła jest zmniejszenie zużycia paliwa, a w konsekwencji redukcja emisji dwutlenku węgla i innych produktów spalania. Dbałość o środowisko naturalne, tzw. zeroemisyjność, ma obecnie coraz większe znaczenie w projektowaniu statków powietrznych i silników napędowych.

Jak już wspomniano, regeneracja ciepła wymaga zastosowania dodatkowych środków technicznych (wymiennik, instalacja, układ sterowania), co w przypadku silników napędowych samolotów ultralekkich stanowi istotny problem konstrukcyjno-technologiczny. W dalszej części artykułu zostanie przedstawiony innowacyjny silnik turbośmigłowy do napędu samolotu lekkiego.

Podstawy teoretyczne

Schemat przykładowego rozwiązania silnika turbośmigłowego z regeneracją ciepła pokazano na rycinie 1. W przedstawionym przykładzie silnik jest dwuwałowy, z wlotem (1),



Ryc. 1. Schemat silnika turbinowego z regeneracją ciepła

dwoma sprężarkami – niskiego i wysokiego ciśnienia (oznaczenia 2 i 3), typową turbiną wytwornicową (5) oraz roboczą (6). Regeneracja ciepła zachodzi w układzie wymiennika (7), połączonego z turbiną roboczą. Część sprężonego powietrza po ogrzaniu – odebraniu ciepła od czynnika roboczego – przedostaje się do komory spalania (4) [1]. Silnik posiada też reduktor prędkości obrotowej wału (9).

Regeneracja polega na odzyskaniu ze strumienia spalin części ciepła, które w przeciwnym razie, po opuszczeniu rury wylotowej silnika, zostałyby utracone. Odzyskane ciepło zostaje następnie użyte do wstępnego podgrzania powietrza z wylotu sprężarki przed wprowadzeniem go do komory spalania. Zgodnie ze schematem na rycinie 1, powietrze po sprężeniu przepływa przez przeciwprądowy wymiennik ciepła (7), w którym na drodze przemiany izobarycznej (odcinek 2–2R na rycinie 2) jest ogrzewane kosztem ciepła oddawanego przez spaliny wypływające z turbiny (6). Następnie podgrzane w wymienniku ciepła powietrze przechodzi do komory spalania, gdzie wraz z paliwem tworzy mieszaninę palną, która spala się na drodze przemiany izobarycznej (odcinek 2R–3). Powstały czynnik roboczy jest potem kierowany do turbiny, w której następuje rozprężanie izentropowe. Proces powtarza się, spaliny wychodzące z turbiny trafiają do wymiennika ciepła, gdzie następuje proces odzysku ciepła, opisany powyżej. Wypływ spalin do atmosfery następuje przez rurę wylotową (8). Patrząc globalnie, skoro powietrze wchodzące do komory spalania przenosi ciepło odzyskane ze spalin, to do zrealizowania założonego cyklu termodynamicznego wystarczy mniejsza jego ilość. W efekcie, do uzyskania pożądanej temperatury potrzeba mniej paliwa. Sprawność cieplna cyklu wzrasta, a zużycie paliwa maleje [5].

Ponieważ wymiennik ciepła może być skonstruowany jako przeciwprądowy, a ilości obu czynników są w przybliżeniu takie same, to teoretycznie można przyjąć, że temperatury w punktach 2R i 4 oraz 4R i 2 mogą być jednakowe. Regeneracja ciepła ma sens w przypadku gdy $T_4 > T_2$.

Na rycinie 2 przedstawiono przykładowy obieg silnika turbinowego z regeneracją ciepła. Powietrze jest ogrzewane od punktu T_2 (wylot sprężarki wysokiego ciśnienia) do punktu T_{2R} (wlot komory spalania) za pomocą ciepła uwalnianego przez gaz oraz od punktu T_4 (wylot turbiny napędowej) do punktu T_{4R} (wlot dyszy wydechowej).

Sprawność obiegu teoretycznego powietrznego z regeneracją, w którym czynnikiem roboczym jest gaz doskonały wyraża się wzorem [5]:

$$\eta_t = 1 - \frac{T_1}{T_3} \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$$

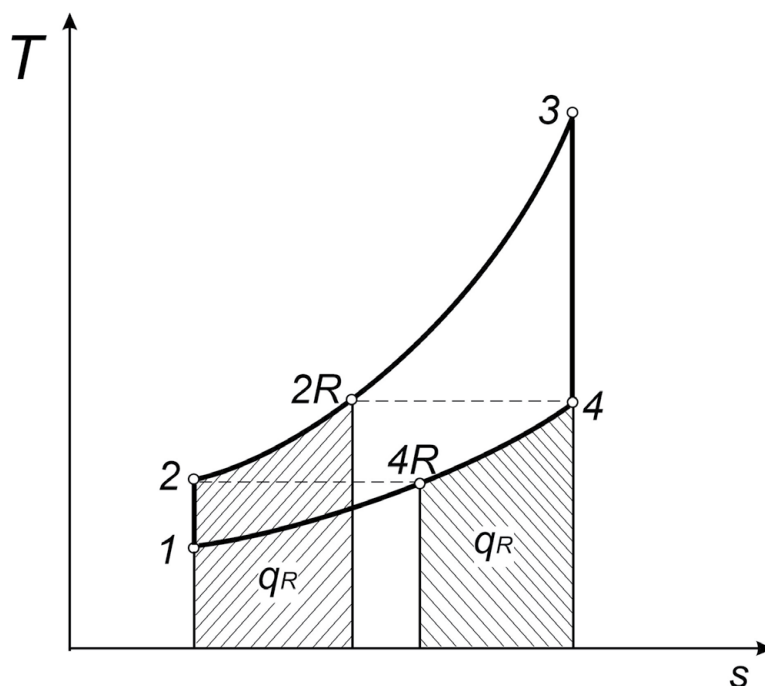
gdzie p_1, p_2 – ciśnienia przy sprężaniu, κ – wykładnik politropy rozprężania.

Stożek odzyskania ciepła w wymienniku jest przedstawiany współczynnikiem regeneracji ψ :

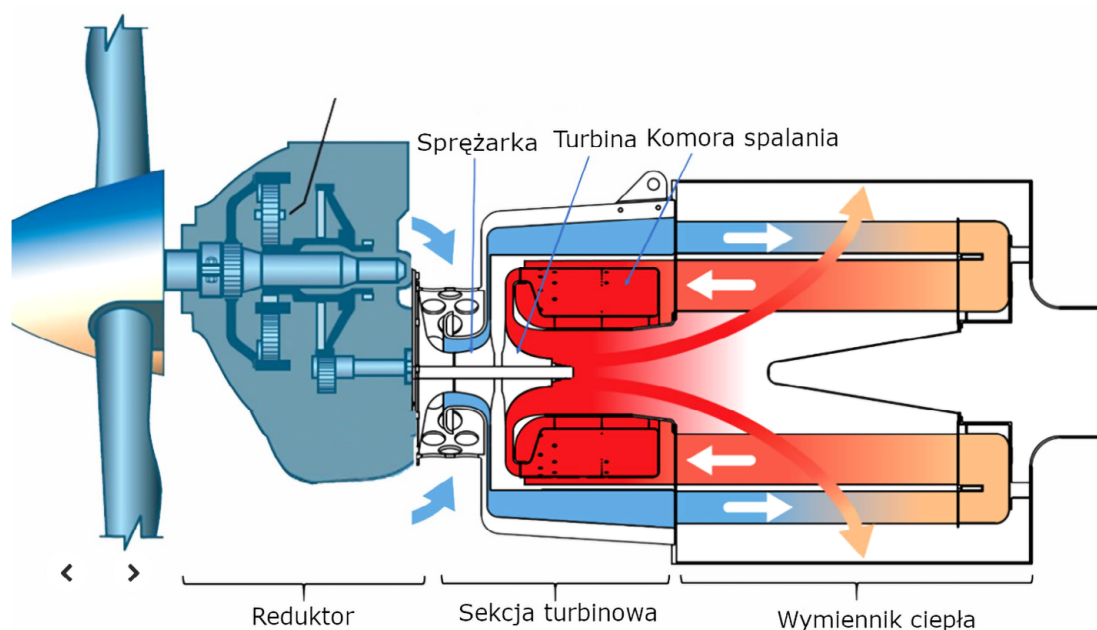
$$\psi = \frac{T_{2R} - T_2}{T_4 - T_2}$$

Teoretyczna masa zaoszczędzonego paliwa m_f wynosi:

$$m_f = \frac{m_a c_p (T_{2R} - T_2)}{H_i}$$



Ryc. 2. Teoretyczny obieg silnika turbinowego z regeneracją ciepła



Ryc. 3. Schemat silnika turbośmigłowego z regeneracją według koncepcji firmy Turbotech (źródło: Turbotech Aero)

Rzeczywiste wymienniki ciepła nie wymieniają całego możliwego ciepła, działają w zależności od różnicy temperatur czynników i natężenia przepływu masy. W rozwiązaniach stosowanych praktycznie ilość przekazywanego ciepła jest zmienna, a wydajność tego procesu uzależniona jest m.in. od geometrii kanałów przepływowych, charakterystyki powierzchni elementów wymiennika czy materiałów konstrukcyjnych. Jednym z najważniejszych parametrów wpływających na rzeczywistą wymianę ciepła jest wielkość powierzchni wymiany. Im większa, tym więcej ciepła wymiennik przekazuje. Duża masa i wymiary wymienników ciepła sprawiły, że znane dotychczas silniki turbinowe z regeneracją ciepła były znacznie większe i dużo cięższe od wersji tradycyjnych. Obok pojawienia się silników turbowentylatorowych o znacznie korzystniejszym zużyciu paliwa, było to głównym powodem, dla którego zaprzestano badań nad tymi konstrukcjami i zahamowano ich rozwój.

Silnik Turbotech T90R

Dynamiczny rozwój lotnictwa lekkiego i ultralekkiego stale inspiruje do tworzenia nowych rozwiązań w zakresie napędu samolotów. Skonstruowanie i zbudowanie małego, a jednocześnie wysokosprawnego wymiennika ciepła oraz zintegrowanie go z silnikiem turbinowym było kluczem do sukcesu nowego silnika z regeneracją ciepła. Francuska firma Turbotech opracowała silnik turbinowy z wymiennikiem ciepła przeznaczony do stosowania w samolotach lekkich i ultralekkich. Silnik Turbotech T90R waży 85 kg, rozwija moc maksymalną 141 kW, zaś jego zużycie paliwa wynosi 20 l/h przy 50% mocy na wale. Powyższe parametry

są konkurencyjne względem typowego silnika tłokowego podobnej wielkości, np. Rotax 916 iS, co sprawia, że omawiany silnik turbinowy jest korzystnym źródłem napędu dla samolotów lekkich i ultralekkich, śmigłowców oraz bezzałogowców [6], [8]. Na szczególną uwagę zasługują niskie zużycie paliwa, uzyskane dzięki regeneracji ciepła. W silniku zastosowano innowacyjne rozwiązania komory spalania oraz wymiennika ciepła. Oba są chronione międzynarodowymi patentami [2], [3].

Schemat omawianego tu silnika przedstawiono na rycinie 3. Komora spalania obejmuje dwie współosiowe, osiowo-symetryczne ściany rozciągające się jedna w drugą i ograniczające między sobą pierścieniowy obieg powietrza. Kolejne elementy komory to ściana zewnętrzna i co najmniej jeden wtryskiwacz przechodzący przez ściany za pośrednictwem portów. Wtryskiwacz obejmuje rurę obwodową połączoną ze ścianami za pomocą trzech połączeń, spośród których co najmniej dwa są typu ślizgowego, kulowego lub mieszkowego [2].

Pierścieniowy wymiennik ciepła utworzony jest przez zespół niezależnych rur zmontowanych za pomocą środków mocujących i posiadających cylindryczną wnękę otwierającą się jednym końcem na wylot turbiny, przy czym zespół rur jest włożony do wspomnianej wnęki. Wymiennik ciepła składa się z pierwszego i co najmniej jednego drugiego pierścieniowego pakietu, współosiowego z pierwszym pierścieniowym pakietem. Pierścieniowa konstrukcja zamykająca wyznacza zewnętrzną pierścieniową wnękę, do której wchodzi strumień gazów z pierwszej wiązki rur. Zostają one następnie odchylone od spodu w kierunku wewnętrznej wnęki, współosiowej z zewnętrzną pierścieniową wnęką i otwierającej się na rury drugiej wiązki [3]. Silnik Turbotech T90R pokazano na rycinie 4.



Ryc. 4. Silnik Turbotech T90R (źródło: Turbotech Aero)

Samolot z napędem na silnik turbośmigłowy z regeneracją ciepła

Silnik znalazł zastosowanie w napędzie lekkiego samolotu Bristell XL8. Jest to dwumiejscowy samolot w układzie dolnołata, ze stałym podwoziem z kołem przednim. Bristell XL8 jest popularnym samolotem ultralekkim o konstrukcji metalowej z napędem na silnik tłokowy Rotax, model 912, 915 lub 916. Znajduje zastosowanie w szkoleniu podstawowym i zaawansowanym, a także jako samolot do turystyki lotniczej. Jest produkowany przez czeską firmę BRM Aero, dostępny też w kategorii UL (Ultralekki) i certyfikowany zgodnie z CS-23.

Samolot Bristell XL8 z napędem na silnik turbośmigłowy Turbotech T90R, pokazany na rycinie 5 charakteryzuje się wysokimi osiągnięciami w zakresie prędkości maksymalnej i prędkości wznoszenia przy jednoczesnym zużyciu paliwa jak w przypadku wersji tłokowej. Z tych powodów turbośmigłowy Bristell, a szczególnie jego napęd, może stać się krokiem milowym w rozwoju lotnictwa lekkiego.

Własności lotne samolotu Bristell XL8 z silnikiem Turbotech T90R zostały sprawdzone w praktyce przez Hirschmana [4]. Po oderwaniu przy prędkości 70 kt, wznoszenie przy mocy maksymalnej ustala się przy kącie 17°. Po osiągnięciu poziomu 115, przy 50% mocy silnika zużycie paliwa ustala się na ok. 15 l/h. Czteropłatowe śmigło pracuje przy 2000 obr/min, co sprawia, że komfort w kabinie jest dużo wyższy, niż w przypadku napędu tłokowego. W zakresie sterowania silnikiem,

układ napędowy jest wyposażony w dwukanałowy system FADEC, który ustawia prędkość obrotową i skok śmigła. Nie ma dźwigni do przełączania między pozycją w locie i pozycją na ziemi, komputer robi to automatycznie. Podczas lotu testowego dwukrotnie wyłączono i ponownie uruchomiono silnik. Podczas zniżania przy mocy jałowej, nie było żadnych problemów z ewentualnym oblodzeniem, mimo że temperatura powietrza na zewnątrz wskazywała poniżej zera, co byłoby sytuacją niedopuszczalną przy użyciu silnika tłokowego.

Zalety silnika turbośmigłowego do napędu samolotu lekkiego

Szkoły lotnicze mogą być zainteresowane wdrożeniem samolotu ultralekkiego z napędem na silnik turbośmigłowy głównie ze względu na dłuższe okresy międzyobsługowe. Oznacza to więcej latania i mniej przeglądów technicznych. W efekcie przekłada się to na zmniejszenie kosztów obsługi – stają się one porównywalne do tych, które dotyczą tańszych w zakupie samolotów tłokowych, wymagających jednocześnie znacznie większej liczby prac obsługowych. Bardzo istotny w przypadku szkół lotniczych jest też fakt, iż studenci, którzy uczą się latać lub zdobywają wyższe uprawnienia na samolotach turbośmigłowych, mogą również zyskać znaczącą przewagę przy zatrudnieniu, ponieważ po ukończeniu studiów będą mogli się pochwalić dużą liczbą godzin spędzonych w samolotach



Ryc. 5. Bristell XL8 z napędem na silnik turbośmigłowy z regeneracją ciepła

o napędzie turbinowym. Dla pilotów i właścicieli prywatnych samolotów napęd turbinowy o porównywalnym z tłokowym zużyciu paliwa jest bardzo atrakcyjny (oczywiście mowa tu o tych, którzy mogą sobie pozwolić na samolot, dość drogi w zakupie). Jednak bilans zysków i kosztów jest pozytywny, gdy weźmie się pod uwagę osiągi w locie, zasięg, poziom lotu, a także osiągi naziemne, co jest szczególnie cenne w przypadku samolotów tzw. klasy backcountry, operujących z krótkich, trawiastych pasów startowych. Ale krótki start i lądowanie to nie wszystko. Pojawia się tu także bardzo cenna cecha, mianowicie wielopaliwowość silnika Turbotech T90R. Może on być zasilany zarówno typowym paliwem turbinowym (Jet A), jak również benzyną lotniczą czy nawet samochodową. Zatem staje się realny lot do miejsc, w których specjalistyczne paliwo lotnicze jest niedostępne, wystarczy, że w pobliżu znajduje się typowa samochodowa stacja paliw. Dodatkowym atutem używania silnika Turbotech T90R jest to, że obecnie prowadzony jest program MOSAIC, polegający na dopuszczeniu do pilotowania samolotów turbinowych z tym silnikiem na podstawie licencji S-LSA (Special Light Sport Aircraft).

Podsumowanie

Przedstawiony w artykule silnik turbośmigłowy z regeneracją ciepła stanowi udane osiągnięcie technologiczne i może być alternatywą dla silników tłokowych do napędu małych samolotów. Silnik Turbotech T90R łączy w sobie zalety napędu turbinowego – wysokie osiągi, małe rozmiary i masa, prosta obsługa i długie okresy międzynaaprawcze – z niskim

zużyciem paliwa, co wyróżnia go w porównaniu z silnikiem turbinowym bez regeneracji. Konstruktorzy osiągnęli założony cel dzięki oryginalnej, opatentowanej koncepcji komory spalania i ultralekkiego wymiennika ciepła. Silnik został użyty do napędu dwumiejscowego samolotu Bristell XL9. A na ile nowy napęd zrewolucjonizuje lotnictwo ogólne, a w szczególności samoloty lekkie – czas pokaże.

Bibliografia:

- [1] Andriani, R., Ghezzi, U., Ingenito, A. and Gamma, F. (2012). Fuel Consumption Reduction and Weight Estimate of an Intercooled-Recuperated Turboprop Engine, *International Journal of Turbo and Jet-Engines*, 29(3). DOI: 10.1515/tj-2012-0025.
- [2] Fauvet, D., Nguyen, M., Guerin, B., Guimbard, J.M. (2022). *Turbomachine Combustion Chamber*. Patent nr US 2022074595 (A1).
- [3] Fauvet, D. (2018). *Turbine Engine, in particular a turbine generator and exchanger for such a turbine engine*. Patent nr FR 3059363 (A1).
- [4] Hirschman, D. (2025). French Revolution. A fuel-efficient turboprop for GA. *AOPA Pilot. Turbine Edition*, s. 50–57 (dostęp: 18.08.2025).
- [5] Staniszewski, B. (1986). *Termodynamika*, Warszawa: PWN.
- [6] *TurboTech: a turbine for light aircraft*. (2022). <https://flyer.co.uk/turbotech-a-turbine-for-light-aircraft/> (dostęp: 18.08.2025).
- [7] *Regenerative Turboprop (Allison T78)*. (2008). <https://www.secret-projects.co.uk/threads/regenerative-turboprop-allison-t78.5102/> (dostęp: 18.08.2025).
- [8] <https://www.turbotech-aero.com/> (dostęp: 21.08.2025).
- [9] https://en.wikipedia.org/wiki/Allison_T78 (dostęp: 22.08.2025).