



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

HISTORIE, SOUČASNOST A PERSPEKTIVA DALŠÍHO VÝVOJE LETADLOVÝCH VZNĚTOVÝCH MOTORŮ

HISTORY, PRESENT AND PERSPECTIVE OF FURTHER DEVELOPMENT OF AIRCRAFT DIESEL ENGINES

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Tomáš Levíček

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Mgr. Pavel Imriš, Ph.D.

BRNO 2022

Zadání bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Tomáš Levíček**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Profesionální pilot
Vedoucí práce: **Ing. Mgr. Pavel Imriš, Ph.D.**
Akademický rok: 2021/22

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Historie, současnost a perspektiva dalšího vývoje letadlových vznětových motorů

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Vznětové pístové letadlové motory mají v letectví dlouhou tradici a i v současné době jsou stále v zorném poli konstruktérů. Je tedy zcela na místě zpracovat ucelený a věcně správný přehled historie vývoje letadlových vznětových motorů, popsat současný stav a nastínit reálné perspektivy jejich dalšího vývoje a využití.

Cíle bakalářské práce:

Cílem bakalářské práce je zpracování uceleného a věcně správného přehledu historie vývoje letadlových vznětových motorů, popisu současného stavu a nastínění reálné perspektivy jejich dalšího vývoje a využití. Práce by měla poskytnout ucelený a vyčerpávající přehled užití vznětových motorů v letectví všem studentům leteckých oborů a odborné veřejnosti.

Seznam doporučené literatury:

Jeppesen. EASA ATPL Training: Powerplant. Neu-Isenburg: Jeppesen GmbH., 2015. ISBN 9780884875994.

ADAMEC, J. Pohonná jednotka (021 03): [učební texty dle předpisu JAR-FCL 1]. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 80-720-4477-X.

ADAMEC, J. a KOCÁB, J. Letadlové motory. Vyd. 2. Praha: Corona, 2008. ISBN 978-80-86116-54-9.

DANĚK, V.: Projektování letadel, Brno: Vysoké učení technické, 1991.

Letecké předpisy a ostatní legislativní podklady, týkající se technických otázek konstrukce a provozu letounů.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2021/22

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato bakalářská práce sumarizuje historii letadlových vznětových motorů a dále se věnuje dnešnímu pohledu na tyto motory v letectví, se zaměřením na motory Continental. Poslední část práce obsahuje perspektiva vývoje letadlových vznětových motorů a zmiňuje také syntetická paliva.

ABSTRACT

This Bachelor's Thesis summarizes the history of aircraft diesel engines and then looks into today's view of these engines in aviation, with particular interest in Continental engines. The last part contains perspectives of further development of aircraft diesel engines and mentions synthetic fuels as well.

KLÍČOVÁ SLOVA

Letadlové vznětové motory, vznětové motory historie, perspektiva vývoje

KEYWORDS

Aircraft diesel engines, diesel engines, history, perspectives of development

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně pod odborným vedením vedoucího bakalářské práce Ing. Mgr. Pavla Imriše, Ph.D. Veškerá odborná literatura i jiné informační zdroje použité při tvorbě této práce jsou uvedeny na jejím konci.

V Brně, dne 20. 5. 2022

Tomáš Levíček

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

LEVÍČEK, T. *Historie, současnost a perspektiva dalšího vývoje letadlových vznětových motorů*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2022. 58 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Mgr. Pavel Imriš, Ph.D..

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji pracovníkům Leteckého ústavu Fakulty strojního inženýrství Vysokého učení technického a pracovníkům Technického muzea v Brně.

S hlubokou vděčností děkuji také panu Ing. Mgr. Pavlu Imřišovi, Ph.D. za odborné vedení, za nadmíru laskavý a obětavý přístup a za cenné rady a kritické připomínky k mé práci.

OBSAH:

	ÚVOD	8
1	PRINCIP PRÁCE PÍSTOVÉHO SPALOVACÍHO MOTORU	9
1.1	Fyzikální princip práce	11
1.2	Srovnání vznětového a zážehového pístového motoru	12
1.3	První pístový vznětový motor	14
2	HISTORICKÝ VÝVOJ LETADLOVÝCH VZNĚTOVÝCH MOTORŮ	16
2.1	První letadlový vznětový motor	17
2.1.1	Vývoj motoru Packard DR-980	19
2.1.2	Dobový pohled na motor Packard DR-980	22
2.1.3	Technická specifikace motoru Packard DR-980	24
2.2	Junkers Jumo	25
2.2.1	Vývoj motoru Junkers Jumo	26
2.2.2	Technická specifikace motoru Junkers Jumo 205-D	29
2.3	Napier Nomad	30
2.3.1	Vývoj motoru Napier Nomad	31
2.3.2	Technická specifikace motoru Napier Nomad	37
2.4	Zbrojovka ZOD-260	38
2.4.1	Vývoj motoru ZOD-260	39
2.4.2	Technická specifikace motoru ZOD-260	40
3	SOUČASNÝ STAV VÝVOJE	41
3.1	Letadlové vznětové motory Continental	42
3.1.1	Continental CD-100 Jet-A	44
3.1.2	Continental CD-300 Jet-A	46
4	PERSPEKTIVA DALŠÍHO VÝVOJE	47
4.1	Syntetická paliva	48
	ZÁVĚR	50
	Seznam použité literatury	52
	Seznam použitých internetových zdrojů	52
	Seznam použitých zkratk a symbolů	55
	Seznam obrázků	57

ÚVOD

Pístové spalovací motory nejsou v letectví významným faktorem globálního trhu, nicméně provázejí značnou část letecké historie a stále prakticky pohánějí letouny všeobecného letectví. Mezi nimi jsou v současné době opět vyráběny motory vznětové.

V první části je rozebírána funkce a princip práce pístového spalovacího motoru. Jsou zde stručně popsány jejich základní části, funkce a pracovní cykly. Práce pokračuje srovnáním vznětového a zážehového pístového motoru s důrazem na jejich rozdíly významné pro letecké konstrukce.

Druhá část je věnována ohlédnutí do minulosti, které začíná na konci 19. století, vynálezem prvního vznětového motoru a dalšími jeho zdokonalenými verzemi. Dále jsou již popsané jedinečné a historicky významné letadlové vznětové motory, počínaje prvním z nich – motorem Packard model DR-980.

Současným stavem využívání letadlových pístových vznětových motorů na trhu a jejich vývojem se zabývá třetí část práce. Její podstatná část je věnována vznětovým motorům Continental, které se v dnešní době dají považovat za technicky a technologicky nejvyspělejší letadlové vznětové motory.

Ve čtvrté části se pojednává o předpokládaných perspektivách vývoje těchto motorů, zejména v oblasti jejich civilního použití.

Cíl práce

Cílem práce je vytvořit přehled vývoje letadlových vznětových motorů od jejich počátků až po současný stav, predikce jejich vývoje v budoucích letech na základě dostupných informací a historického trendu.

Práce je cílena studentům leteckých i dopravních oborů, odborné veřejnosti pro lepší pochopení dané problematiky.

1 PRINCIP PRÁCE PÍSTOVÉHO SPALOVACÍHO MOTORU

Pístové spalovací motory jsou strojní zařízení, které přeměňují chemicky vázanou energii v palivu na energii mechanickou, a to prostřednictvím vnitřního spalování. Základní konstrukční části lze rozdělit na části pohyblivé a nepohyblivé.

Mezi pohyblivé části se řadí píst, klikový mechanismus a rozvodový mechanismus. Píst přenáší sílu vyvolanou tlakem spalovaného paliva na klikový hřídel. Pohybuje se uvnitř válce mezi úvratěmi a délka jeho dráhy se nazývá zdvih. Rozlišuje se horní úvrať, která je blíže hlavě válce a dolní úvrať, která je blíže klikovému hřídeli. Píst je spojen pístním čepem s ojnicí, která je spojena s klikovým hřídelem. Klikový hřídel převádí přímočarý pohyb pístu na rotační pohyb klikového hřídele, který buď přímo nebo nepřímo pohání vrtulový unašeč, který je připevněn na jeho předním konci. Skládá se z hlavních čepů, klikových čepů, ramen klik a protizávaží a je uložen v klikové skříni. Pro zajištění polohově vázané výměny plynů je součástí motoru rozvodový mechanismus. Podle konstrukce rozvodového mechanismu motoru se rozlišují rozvody ventilové, kanálové, šoupátkové, smíšené a rozvody pístem. Dělí se podle způsobu ovládní ventilů vačkovým hřídelem a jeho umístěním v bloku motoru, resp. hlavě válců.¹ Tyto konstrukce se označují zkratkami SV (Side Valves), OHV (Over Head Valves), OHC (Over Head Cam) případně DOHC (Double Over Head Cam). Menší dvoutaktní motory využívají tzv. rozvod pístem a z části i šoupátkem. Rozvod SV se již v dnešní době nepoužívají z důvodu nevyhovujícího tvaru kompresního prostoru, a proto nemožnosti dosažení vyšší komprese a udržení emisních limitů. Ventily jsou umístěné v bloku motoru po straně válce a jsou ovládány zespodu vačkovým hřídelem. Rozvod OHV se využívá především u nízko otáčkových motorů pro jednoduchý náhon vačkového hřídele od hřídele klikového. Ventily jsou umístěné v hlavě válců a jsou ovládány vačkovým hřídelem uloženým v bloku motoru za pomoci zdvihátek, zdvihacích tyček a vahadel.² Rozvod OHC má uložen ventily i vačkový hřídel v hlavě válce a ventily jsou ovládány přímo nebo pomocí vahadel. Rozvod DOHC má dva vačkové hřídele v hlavě válce a pracuje na stejném principu jako rozvod OHC. Ve většině případů jsou ventily vraceny do ventilových sedel pomocí pružin. Zvláštností je desmodromický rozvod,

¹ Srov. ADAMEC, Josef a Jindřich KOCÁB. *Letadlové motory*. Praha: Corona spol. s. r. o., 2008. Str. 35 násl. ISBN: 978-80-86116-54-9.

² Srov. tamtéž. Str. 35 násl.

který se obejde bez pružin, a ve kterém jsou ventily vraceny do sedel prostřednictvím vačky. Je používán v motorech s velmi vysokými otáčkami například v motorech vozidel Formule 1 nebo motocyklů Ducati.³

Pevné části motoru jsou soustavy válců a hlav válců, klikové skříně, případně bloky motoru. Soustava válců a hlav válců tvoří prostor přizpůsobený ke spalování a vedení pístu. Probíhají v něm čtyři zásadní cykly, kterými jsou sání, komprese, expanze a výfuk. Dva hlavní parametry jsou vrtání válce a zdvih pístu a z toho plynoucí zdvihový objem válce. Vrtání válce specifikuje jeho průměr, zatímco zdvih specifikuje dráhu pístu mezi dolní a horní úvratí pístu. Kliková skříň slouží pro uložení klikového hřídele a k přenosu sil a může být součástí bloku motoru, ve kterém jsou kromě části rozvodového mechanismu většinou integrovány i pohony jednotlivých agregátů systému motoru.

Pístový spalovací motor má čtyři základní soustavy, kterými jsou soustava sací, mazací, chladicí a výfuková. Do sací soustavy bývají zařazeny kompresory nebo dmychadla. Motory s těmito zařízeními se označují jako přeplňované a jsou vhodné jako motory letadlové z důvodu kompenzace klesajícího tlaku vzduchu s rostoucí nadmořskou výškou. Mazací soustava rozvádí mazací olej pod tlakem do všech mazacích míst, zvláště do nejvíce zatížených jako jsou například hlavní ložiska klikového hřídele. Součástí mazací soustavy bývá i chladič oleje, neboť mazací olej odvádí z motoru významnou část tepla. Chladicí soustava udržuje teplotu motoru v předepsaných mezích. Pístové spalovací motory se chladí buď vzduchem nebo kapalinou, případně kombinací obojího. Vzduchem chlazené motory jsou rozeznatelné od motorů chlazených kapalinou podle žebrovité teplosměrné plochy na povrchu válců a hlav válců. Soustava výfuková odvádí spaliny z motoru ven a její součástí mohou být tzv. turbokompresory sloužící k přeplňování.

³ Srov. MICHELL. Ventilové rozvody. *ProMistry.cz* [online]. ©2022 [cit.2022-04-16]. Dostupné z: <https://www.promistry.cz/blog/ventilove-rozvody/>

1.1 Fyzikální princip práce

Rozlišují se dvě základní konstrukce spalovacího pístového motoru podle pracovního oběhu. Těmi jsou pístové spalovací motory s čtyřtaktním pracovním oběhem a pístové spalovací motory s dvoutaktním pracovním oběhem.

U čtyřtaktního motoru jsou jednotlivé cykly v tomto pořadí:

1. Sání
2. Komprese
3. Expanze (pracovní zdvih)
4. Výfuk

Dvoutaktní spalovací pístový motor má pracovní zdvih při každém úplném otočení klikového hřídele, tedy jednou za dva zdvihy pístu. Každý pohyb pístu k horní úvrati je kompresním a sacím zdvihem a každý pohyb k dolní úvrati je expanzním a výfukovým zdvihem. Výfuk a sání se odehrává v kratším intervalu při poloze pístu blíže dolní úvrati. Zároveň je třeba aby po vypláchnutí výfukových plynů zůstalo ve válci dostatek vzduchu ke kompresi. U letadlových vznětových motorů s ventilovým rozvodem a dvoutaktním cyklem, je nutné použití dmychadla, které dodatečným stlačením vzduchu zároveň zajišťuje hojnost přijímaného vzduchu pro oba tyto účely. Pořadí cyklů dvoutaktního motoru je následující:

1. Sání + komprese
2. Expanze + výfuk

Přestože dvoutaktní pístový vznětový motor má pracovní oběh dvakrát tak často jako čtyřtaktní, nemá dvakrát větší výkon. Tato ztracená energie je zhruba o 10 % vyšší než u motoru čtyřtaktního. Dvoutaktní vznětový motor může být přibližně o 80 % výkonnější nežli čtyřtaktní motor o stejném zdvihovém objemu.⁴

Točivý moment má u dvoutaktního motoru hladší průběh, neboť je na klikový hřídel přenášena menší síla s vyšší frekvencí. U větších dvoutaktních motorů je s ohledem na zvýšené tepelné namáhání jednotlivých dílů používáno převážně chlazení kapalinou.

Dvoutaktní vznětový motor se v minulosti zdál být velmi atraktivním řešením pro potřebu výkonné a vysoce efektivní letadlové pohonné jednotky. V současné době

⁴ Srov. WILKINSON, Paul, H. *Diesel Aviation Engines*. New York: National Aeronautics Council, Inc., 1942. Str. 26 násl.

se konstrukce dvoutaktních vznětových motorů využívá u velkých pomaluběžných velkoobjemových lodních nebo stacionárních vznětových motorů.

1.2 Srovnání vznětového a zážehového pístového motoru

Způsob zapálení paliva, resp. palivové směsi je hlavním rozdílem mezi konstrukcemi zážehového a vznětového motoru. Ve všeobecném letectví běžněji používaný zážehový pístový motor využívá k zapálení palivové směsi zapalovací svíčky, na kterých dochází k elektrickému výboji v přesně stanovený okamžik vzhledem k poloze pístu před horní úvratí při kompresním zdvihu. Zapaluje se palivová směs připravená v karburátoru nebo před sacím ventilem ve všeobecném letectví běžně používaném nepřímém vstřikování.⁵

Vznětový pístový motor nasává čistý vzduch a palivo se vzduchem vytvoří palivovou směs až v kompresním prostoru po přesně načasovaném vstříknutí. Tato směs je zapálena kompresním teplem. Používaným palivem může být motorová nafta nebo letecký petrolej, u větších lodních motorů se používají těžší oleje a mazut. Při kompresi vzduchu dochází k jeho zahřátí na relativně vysokou teplotu pohybující se nad 500 °C. Při vstříknutí do ohřátého vzduchu proto dochází k okamžitému vzplanutí. Pro tento účel je třeba aby byl kompresní poměr vznětového motoru mnohem vyšší nežli motoru zážehového. Kompresní poměr pístového vznětového motoru bývá 16:1 a vyšší, zatímco kompresní poměr letadlového pístového zážehového motoru je většinou výrazně nižší, přibližně 6,5:1 až 7,5:1.⁶⁷

Palivo se u vznětového pístového motoru vstřikuje buď přímo do kompresního prostoru nebo nepřímo do předkomůrky vstřikovacím čerpadlem prostřednictvím vstřikovací trysky. V dnešní době běžně používaným typem přímého vstřikování paliva je systém Common Rail⁸. Skládá se z vysokotlakého palivového čerpadla, trubice, tj. rail, řídicí jednotky a elektronicky ovládaných vstřikovačů. Trubice tvoří společný zásobník paliva pro všechny vstřikovače a prostřednictvím čerpadla je v ní udržován stálý vysoký

⁵ Srov. ADAMEC, Josef a Jindřich KOCÁB. *Letadlové motory*. Praha: Corona spol. s. r. o., 2008. Str. 26 násl. ISBN: 978-80-86116-54-9.

⁶ Srov. tamtéž. Str. 26 násl.

⁷ Popis a srovnání moderních konstrukcí automobilových zážehových pístových motorů s přímým vstříkem paliva a vysokým kompresním poměrem není předmětem této práce.

⁸ Common Rail, česky společná trubice

tlak i přes 2 000 barů.⁹ Výhodou tohoto systému je přesněji volitelný okamžik vstříku paliva v závislosti na otáčkách a režimu motoru a jemnější rozprašení paliva.

Dalším a pro letectví velmi důležitým rozdílem obou konstrukcí je hmotnost motoru. Zážehový motor je vždy lehčí, protože pracuje s menšími tlaky v pracovním prostoru a menšími silami působícími na klikový mechanismus. Proto jsou vznětové pístové motory výrazně hmotnější. Mají totiž robustnější konstrukci bloku motoru, klikové skříně a klikového mechanismu. Mají také výrazně pomalejší odezvu na změnu polohy příjmu paliva a jsou výrazně náročnější a nákladnější na údržbu.

Jedním ze základních porovnávacích parametrů motorů je jejich účinnost, kterou lze vyjádřit tzv. specifickou spotřebou. Specifická spotřeba se určuje hmotností paliva spotřebovaného na jednotku výkonu za jednotku času (běžně například g/kWh). Účinnost pístového vznětového motoru je v porovnání s pístovým zážehovým motorem vyšší, neboť pracuje s vyššími tlaky při vyšších teplotách.¹⁰

⁹ Srov. LEONHARD, Rolf a Johann WARGA. 2000 bar Diesel Common Rail by Bosch for passenger cars. *MTZ worldwide* [online]. 2008, 69 (1). [cit. 2022-04-19]. DOI:10.1007/BF03226917. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/257279646_2000_bar_Diesel_Common_Rail_by_Bosch_for_passenger_cars

¹⁰ Srov. TRNKA, Jaroslav a Jaroslav URBAN. *Spalovací motory*. Bratislava: Alfa. Dopravná literatura, 1992. ISBN: 80-05-01081-8.

1.3 První pístový vznětový motor

Vynálezce vznětového motoru Rudolf Diesel se narodil se roku 1858 v Paříži. V průběhu svého mládí, kvůli tehdejší vyostřené politické situaci v Evropě, se mnohokrát stěhoval. Již před jeho narozením emigrovali jeho rodiče z Německa do Francie, odkud se po nějakém čase rodina přestěhovala do Anglie. V rámci studií byl pak Rudolf Diesel poslán na školu do německého Augsburgu, rodného města jeho otce. Vzdělání pak završil na Polytechnické škole v Mnichově, dnes Technische Universität München.¹¹

Rudolf Diesel se během svých studií seznámil s nízkou účinností parního stroje, což v něm podnítilo touhu o vytvoření nového a účinnějšího motoru. Tuto myšlenku postavil na základě školního experimentu pneumatického stlačování a následného vznícení směsi vzduchu a hořlavé látky.¹²

Prvním jeho patentem se roku 1882 stal motor poháněný vznícením vzduchu a uhelného prachu. O rok později vydal Rudolf Diesel pojednání o teorii a konstrukci praktického tepelného motoru, a ten samý rok začal s prvními experimenty na toto téma.

S podporou firmy Friedrich Krupp a firmy M. A. N.¹³, dvou největších tehdejších německých podniků, zkonstruoval roku 1896 patentovaný motor, který však naneštěstí explodoval a Rudolfa Diesela skoro zabil.¹⁴

Po neúspěchu s palivem z uhelného prachu postavil následující rok druhý motor poháněný petrolejem, který byl úspěšný a v praxi tak potvrdil jeho teze.

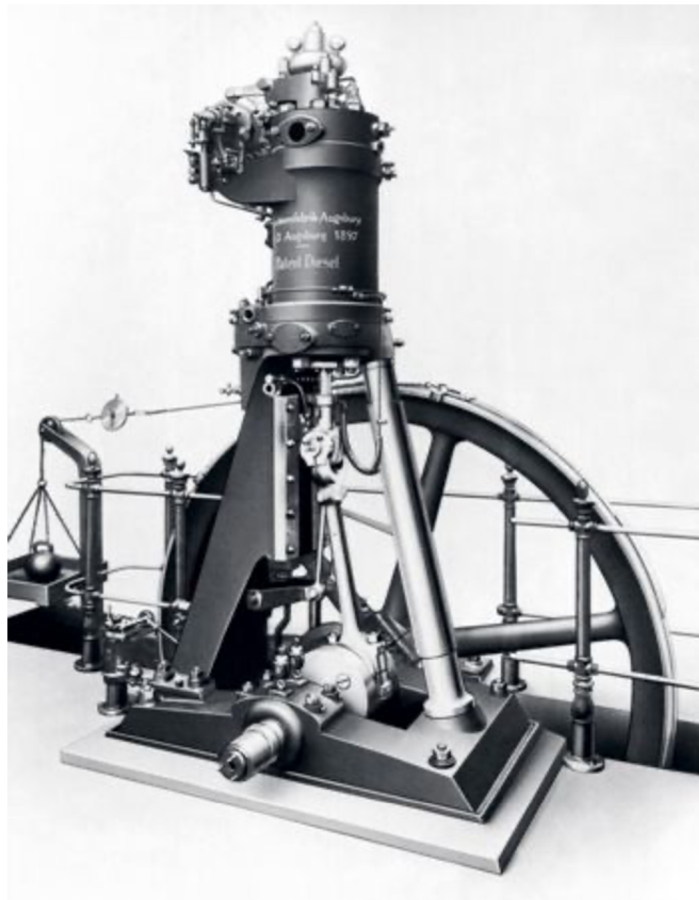
¹¹ Srov. OLŠANSKÝ, Milan. *Život a dílo vynálezce Rudolfa Diesela*. Brno: MiO Publicity, s. r. o., 2012. Str. 11-51. ISBN: 978-80-260-4579-3.

¹² Srov. tamtéž. Str. 11-51

¹³ Friedrich Krupp, později přejmenovaná na Friedrich Krupp AG byla německá strojírenská firma založena roku 1903 a rozpuštěna roku 1999. Firma M. A. N., tj. Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg byla založena roku 1898 zaměřená na strojírenský průmysl. V dnešní době vyrábí stroje a motory spojené s automobilním a lodním průmyslem.

¹⁴ Srov. OLŠANSKÝ, Milan. *Život a dílo vynálezce Rudolfa Diesela*. Brno: MiO Publicity, s. r. o., 2012. Str. 15-48. ISBN: 978-80-260-4579-3.

Jednalo se o stacionární vznětový pístový jednoválec chlazený vodou s kompletním klikovým mechanismem, který zahrnoval píst, těhlici, tzv. křížák, ojnici a klikový hřídel. Tyto konstrukční části byly převzaty z parních strojů. Zdvihový objem motoru činil $19\,600\text{ cm}^3$ a měl, dle některých zdrojů, kompresní poměr 13:1. Motor byl osazen vysokotlakým vstřikovacím čerpadlem a vstřikovací tryskou. V hlavě válce byl umístěn sací a výfukový ventil. Motor měl samostatné spouštěcí zařízení a podával výkon 25 koňských sil¹⁵ při $170\text{ ot}\cdot\text{min}^{-1}$. Jeho účinnost byla oproti parnímu stroji více než dvakrát vyšší, přesněji 26,2 %.¹⁶



Obr. 1.1: Pohled na motor Rudolfa Diesela z roku 1897

¹⁵ Koňská síla (ks), v anglické literatuře horsepower (hp), byla dříve používanou jednotkou výkonu, která odpovídá přibližně 0,74 kW.

¹⁶ Srov. JÄÄSKELÄINEN, Hannu. Early History of the Diesel Engine. *DieselNet.cz* [online]. ©2019 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: https://dieselnet.com/tech/diesel_history.php

2 HISTORICKÝ VÝVOJ LETADLOVÝCH VZNĚTOVÝCH MOTORŮ

Počátek vzniku vznětových letadlových motorů je možné připsat vedoucímu aeronautickému inženýru firmy Packard jménem Capt. Lionel M. Woolson a německému vynálezci jménem Dipl. Ing. Hermann I. A. Dörner, kteří roku 1927 sestrojili a testovali rovnou dva tyto motory. Jeden chlazený vzduchem a jeden vodou.¹⁷

Obdobím největšího rozšíření pístových letadlových vznětových motorů byla pozdní 20. a brzká 30. léta 20. století. Právě v této době se ukazovaly jejich výhody nad dosavadními zážehovými motory a předpokládalo se jejich hojné využití v budoucnu. Dokonce i americký Národní úřad pro letectví a vesmír, NASA – své doby NACA¹⁸, se věnoval rozsáhlému výzkumu a vývoji vstřikovacího systému a návrhu spalovací komory¹⁹. Opak se však ukázal pravdou.

Se začátkem druhé světové války bylo jasné, že letadlový vznětový motor se pro bojové nasazení nehodí. Jeho výhody jako byla nízká spotřeba a stabilní chod nepřevážily nevýhody jako vysoká hmotnost a složitá konstrukce. Navíc v jejím průběhu došlo k masivnímu technickému a technologickému pokroku ve vývoji pohonných jednotek, který se silně dotkl letectví. Tento pokrok vyústil k vývoji reaktivních lopatkových motorů, které dodnes dominují v civilním i vojenském letectví.

Vývoj reaktivních lopatkových motorů nejen předstihl svou dobu, ale zároveň ukončil krátkou éru letadlových pístových vznětových motorů včetně tehdy vyvíjených kombinovaných reaktivních pohonných jednotek, ve kterých vznětový pístový motor poháněl lopatkový kompresor. Průkopníkem této myšlenky se stal motor Napier Nomad, jehož vývoj však nebyl ani dokončen.

¹⁷ Srov. MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-20]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>

¹⁸ NACA, z anglického National Advisory Committee for Aeronautics, později NASA, z anglického National Aeronautics and Space Agency, česky Národní úřad pro letectví a vesmír.

¹⁹ Srov. tamtéž.

2.1 První letadlový vznětový motor

Dne 18. srpna roku 1927 podepsali tehdejší prezident firmy Packard²⁰ Alvan Macauley a již zmíněný Dipl. Ing. Hermann I. A. Dorner licenční smlouvu, kterou odstartovali oficiální spolupráci na tvorbě prvního letadlového vznětového motoru. Při tvorbě motoru se využilo Dornerova patentu na přímé vstřikování paliva pod vysokým tlakem. Tato invence umožnila zbavení se těžkého, objemného a drahého vzduchového kompresoru který navíc odebíral asi 5 % výkonu motoru.²¹ Dorner s jeho asistentem, jménem Adpolh Widmann, byli proto pověřeni návrhem spalovacího systému, zatímco Capt. Lionel M. Woolson byl zodpovědný za návrh na uspořádání hmotnosti. Také s pomocí inženýrů firmy Packard byl motor sestrojen a po roce a jednom dni od nástupu Dornera do týmu poprvé vzlétl v letounu Stinson SM1–DX zvaný *Detroit*.²²

Motor již zanedlouho po prvním letu slavil velký úspěch. Při prvním mezistátním letu ve stejném letounu dne 13. května 1929 po trati dlouhé 700 mil (1 126 km) z Detroitu do Norfolk, USA, byla hodnota spotřebovaného paliva při tehdejších cenách rovna necelým 4,68 USD²³. V porovnání s obdobně výkonným přirovnatelným zážehovým letadlovým motorem to bylo zhruba pětkrát méně.²⁴ V roce 1931 vytvořil v letadle Bellanca "Pacemaker" nový světový rekord nejdelšího letu bez doplnění paliva. Letoun byl pilotován vedoucím testovacím pilotem firmy Packard jménem Walter E. Lees a druhým pilotem jménem Frederic A. Brossy po dobu 84 hodin a 33 minut, kdy kroužili nad městem Jacksonville na Floridě. Tento rekord je do současnosti posledním uznaným rekordem mezinárodní leteckou federací – FAI²⁵. Téhož roku vyhrála firma Packard nejprestižnější americkou cenu Roberta J. Colliera za jeho vývoj. O necelý rok později, tedy roku 1932, byly vznětové motory Packard úspěšně testovány jako pohonné jednotky vzducholodě Defender firmy Goodyear²⁶. Z dnešního retrospektivního pohledu je možné konstatovat, že nadmíru úspěšná kariéra motoru byla završena výškovým rekordem pro

²⁰ Packard Motor Car Company of Detroit, Michigan byla firma orientovaná převážně na automobilový průmysl, založena roku 1899 a zanikla roku 1957.

²¹ Vzduchového kompresoru využíval design motoru Rudolfa Diesela.

²² Stinson *Detroit* byl šestimístný dvouplošný letoun.

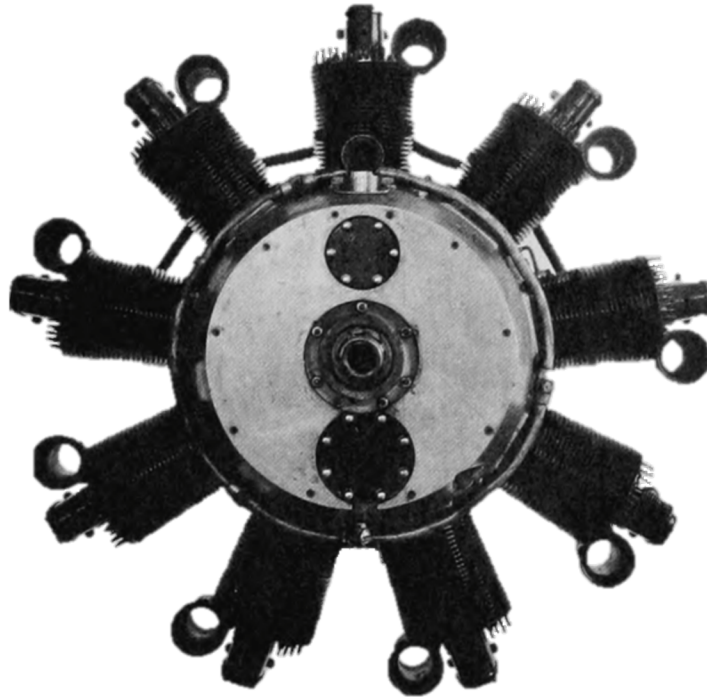
²³ USD z anglického United States Dollar, česky americký dolar.

²⁴ Srov. časopis *Aeronautics* (listopad 1929) svazek 5, číslo 4, s. 32

²⁵ FAI, z francouzského Fédération Aéronautique Internationale, česky Mezinárodní letecká federace.

²⁶ Srov. MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-20]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>

letouny poháněné nepřepřítanými vznětovými motory, kterého dosáhla letkyně Ruth Nichols při letu nad New Yorkem výškou 19 928 stop²⁷, tj. 6 074 metrů. Tento rekord do dnešní doby nebyl překonán.²⁸



Obr. 2.1: Čelní pohled na motor Packard DR-980 z roku 1928

Přestože aplikovaná řešení v návrhu motoru byla na tehdejší dobu velmi důmyslná a průkopnická, výhody, která tato řešení přinášela, byly nakonec převáženy výraznými nevýhodami motoru, které byly z velké části důsledkem nedostatečného vývoje. Z toho důvodu byl projekt roku 1933 ukončen. Mnohem tragičtější osud však potkal kapitána Woolsona – konstruktéra motoru, a další dva na palubě přítomné piloty, kteří zahynuli při letecké havárii o tři roky dříve, v letadle poháněném právě tímto motorem. Havárie byla způsobena nečekanou sněhovou bouří, která letcům znemožnila bezpečné vedení letounu.²⁹

²⁷ ft, z anglického foot, česky stopa. 1 ft = 0,3048 m

²⁸ Srov. SWOPES, Bryan, R. 14 February 1932. *ThisDayinAviation.cz* [online]. ©2021 [cit. 2022-05-22]. Dostupné z: <https://www.thisdayinaviation.com/14-february-1932/>

²⁹ Srov. MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-21]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>

2.1.1 Vývoj motoru Packard DR-980

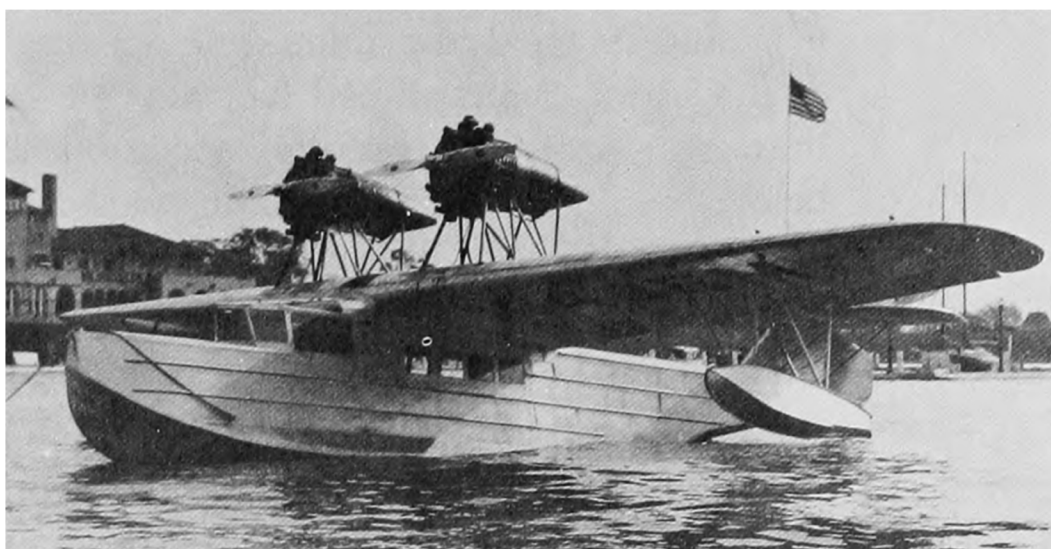
Požadavek na co nejnižší hmotnost letounu a na dodržení správné polohy jeho těžiště je velmi důležitým kritériem při vývoji nového motoru. Aby se motor Packard DR-980 ve své době prosadil mezi motory zážehovými, bylo nezbytné snížit jeho hmotnost tak, aby poměr hmotnosti a výkonu byl nejvýše 2,5 lb/hp³⁰, tj. přibližně 1,5 kg/kW. Tehdejší konstrukce vznětových motorů měly tento poměr podstatně vyšší, a to až 25 lb/hp. Tato skutečnost postavila před konstruktéry nutnost dosáhnout radikálního snížení hmotnosti.³¹

Kliková skříň byla proto navržena z jednoho odlitku a místo konvenčně používané hliníkové slitiny byla použita výrazně lehčí, a přitom pevná slitina hořčíku. Jednotlivé válce, jejichž součástí byl i spodní díl hlavy válce, nebyly ke klikové skřini přichyceny svorníky, ale ocelovým mezikružím. Tím konstruktéři uspořili hmotnost standartně užívaných spojovacích dílů. Krom úspory hmotnosti se mezikružím zároveň zvýšila tuhost celé klikové skříně. Ne vždy se však podařilo vyrobit mezikružím tak, aby jednotlivé válce dostatečně těsnily na styku s klikovou skříní, pravděpodobně v důsledku tepelné dilatace mezikružím a výrobních tolerancí. V některých případech mezikružím neudrželo všechny válce na klikové skřini a došlo k destrukci motoru. Podle slov letadlového mechanika jménem Richard Totten, který opravoval testovací letoun Towle pro motor Packard: „Jedna z prvních prací, které jsem udělal na Towle, bylo záplatování děr svrchu a zespuďu trupu, když jím proletěl válec v průběhu motorové zkoušky a málem dekapitoval pilota.“³²

³⁰ Libra zkráceně lb, je převážně v Anglii používaná jednotka hmotnosti. 1 lb = 0,45 kg

³¹ Srov. MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-21]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>

³² Srov. tamtéž. Str.17



Obr. 2.2: Létající loď Towle TA-3 s motory Packard DR-980 roku 1930

Pro zajištění dostatečné pevnosti klikového hřídele vůči velkým silám od pístů a silným vibracím, bylo konstruktéry na rameno kliky umístěno pohyblivé protizávaží. Protizávaží bylo na ramenu fixováno prostřednictvím silné pružiny, která při maximálních otáčkách umožňovala malé vychýlení závaží, zatímco při běžných otáčkách jej udržela v ose. Tímto způsobem konstruktéři dosáhli rovnoměrnějšího rozložení sil, omezení vibrací a snížili riziko mechanické poruchy. Ze stejného důvodu bylo také uložení vrtule na náboj (unašeč) opatřeno gumovým tlumičem vibrací, což umožnilo použití lehčí vrtule i subtilnějšího náboje.³³

Urychlení vývoje dosáhl Woolson návrhem motoru s jedním ventilem na každém válci, který sloužil jak k sání, tak výfuku. Tato konstrukce byla jednodušší a měla oproti konstrukci se dvěma ventily několik výhod, i když nebyla nakonec zavedena do výroby. Těmito výhodami byly krom úspory času také úspora hmotnosti a dostatečné chlazení ventilu, okolo kterého vždy při následujícím cyklu sání docházelo k proudění chladného vzduchu.³⁴

³³ Srov. MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-22]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>

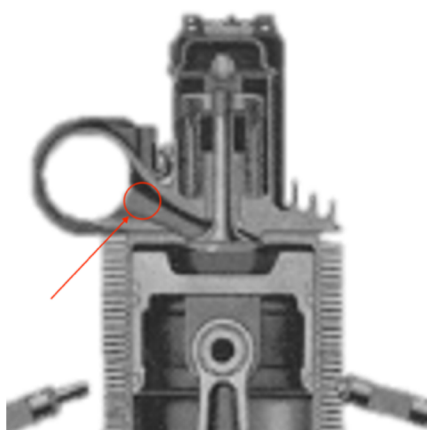
³⁴ Srov. tamtéž. Str. 26

Sací a výfukový kanál byl vůči válci uložen tangenciálně, neboť se tak zvířil nasávaný vzduch a vstříkované palivo se lépe se vzduchem promísilo.³⁵

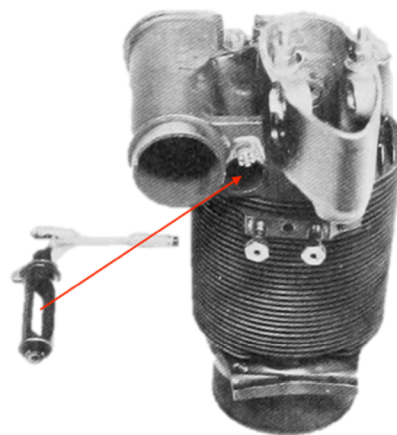
Na každé hlavě válce byla připevněna vstřikovací jednotka s integrovaným palivovým čerpadlem. Sjednocením vstřikovacího a podávacího čerpadla se předešlo nežádoucímu vstříku zbytku paliva z pružného palivového vedení, které bylo kompletně eliminováno a bylo tak možné použití širšího spektra pohonných hmot, neboť se tímto řešením předešlo i tvorbě parního zámku. Ztráta elasticity palivového vedení však měla i negativní důsledek, neboť nárůst tlaku při vstříku byl velmi prudký.³⁶

Jedním z prvních problémů ve vývoji byly nadměrně vysoké volnoběžné otáčky. Ty byly způsobeny absencí regulace sání, jelikož motor byl schopen běžet i na vlastní mazací olej, který unikal netěsnostmi do sacího traktu, a v důsledku toho nestačilo omezení přívodu paliva. V praktickém provozu se to projevovalo především při pojíždění a přistání letounu. Při pojíždění byla buď vysoká pojížděcí rychlost, nebo vysoké opotřebení brzd, zatímco při přistání vrtule vyvozovala zbytkový tah.

Tento nedostatek byl eliminován v následujících modelech motoru přidáním vzduchové přívěry v podobě tzv. motýlkových ventilů, které byly později nahrazeny ventily válcovými.³⁷ Porovnání lze vidět na obrázcích 2.3, 2.4 a 2.5.



Obr. 2.3: Řez motorem Packard DR-980 se sáním bez přívěry vzduchu, 1928

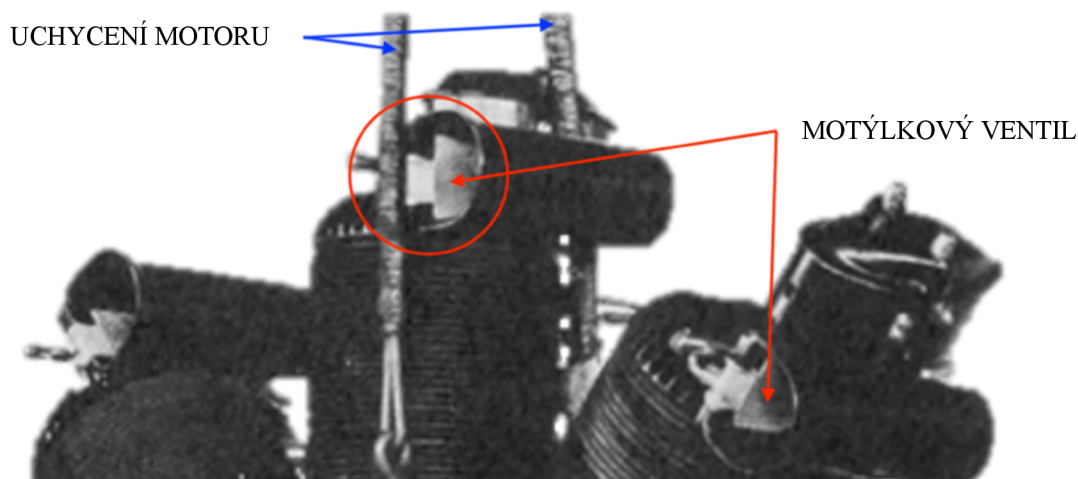


Obr. 2.4: Hlava válce motoru Packard DR-980 s válcovou přívěrou vzduchu, 1931

³⁵ Srov. MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). Str. 20 násl. [cit. 2022-04-23]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>.

³⁶ Srov. tamtéž. Str. 20

³⁷ Srov. tamtéž. Str. 23



Obr. 2.5: Motor Packard DR-980 s přívěrou vzduchu motýlkovými ventily

2.1.2 Dobový pohled na motor Packard DR-980

Jak již bylo dříve zmíněno, motor disponoval řadou zásadních výhod oproti výkonově srovnatelným letadlovým zážehovým motorům. Těmi nejpodstatnějšími, a firmou Packard nejvíce zdůrazňovanými, byly právě tyto tři: větší spolehlivost motoru v důsledku jeho jednoduchosti, nízké provozní náklady z důvodu nízké spotřeby paliva, omezení možnosti požáru motoru díky použití méně vznětlivého paliva a také díky absenci elektrického zapalování.³⁸

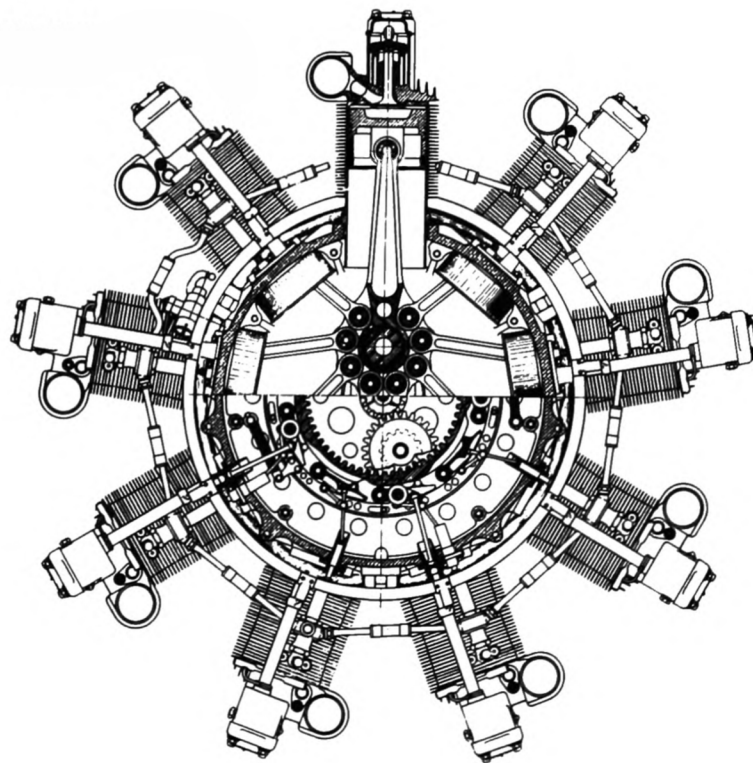
Mnohé testování však později prokázalo, že motor nebyl zdaleka tak spolehlivý, jak firma propagovala. Při testech prováděných firmou Packard v roce 1931, musel být motor z celkové doby trvání testu padesát hodin třikrát zastaven z důvodu výrobní nepřesnosti pružiny palivového čerpadla a spojovacího těsnění olejového vedení. Při stejné zkoušce uskutečněné námořnictvem Spojených států amerických o rok později musel být motor opět třikrát zastaven, a to kvůli selhání vedení ventilové pružiny a poškození dřívku ventilu. Z toho důvodu nebyl test ani dokončen a motor nebyl doporučen k běžnému vojenskému použití.³⁹

³⁸ Srov. MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). Str. 33 násl. [cit. 2022-04-23]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>

³⁹ Srov. tamtéž. Str. 36

Ranné myšlenky k uvedení nového motoru, který netrpěl na tvorbu karbonu ve válci, fungoval stejně dobře v nízkých i vysokých nadmořských výškách, měl relativně nízkou spotřebu paliva a byl vhodný k akrobacii z důvodu absence karburátoru ztroskotaly na jeho celkovém provedení.

Motor byl příliš velký na způsob použitého systému palivového vstřikování a naprostá většina kritických částí měla nedostatečnou odolnost, což se projevilo poruchami. Tyto a mnohé další nedostatky byly důvodem ukončení výroby motoru Packard DR-980.⁴⁰



Obr. 2.6: Schéma motoru Packard DR-980

⁴⁰ Srov. MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). Str. 35 násl. [cit. 2022-04-23]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>

2.1.3 Technická specifikace motoru Packard DR-980

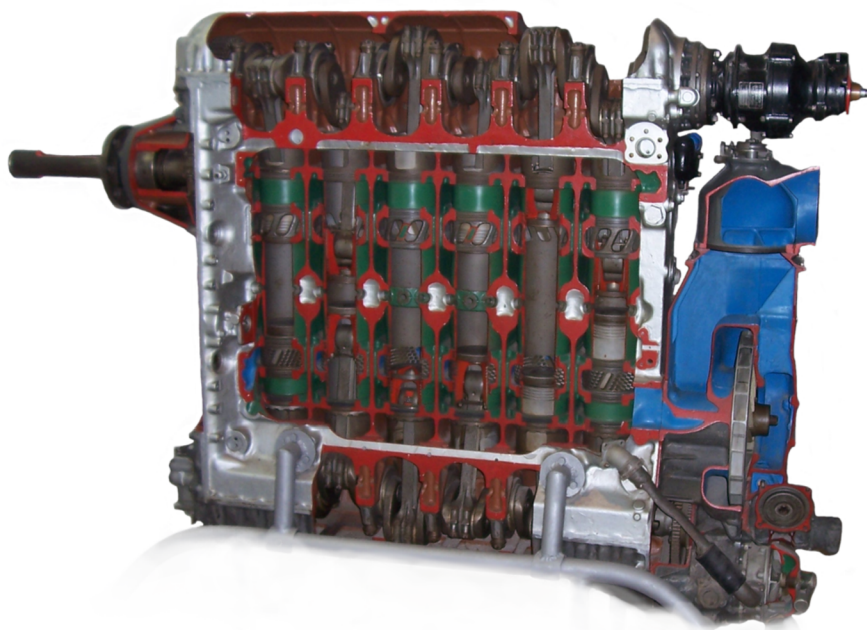
Typ motoru:	pístový čtyřdobý vznětový
Uspořádání válců:	devítiválcový radiální (hvězdicový)
Chlazení:	vzduchem chlazený
Palivo:	motorová nafta
Vstřikování:	přímé, pod tlakem 413 bar
Ventily:	talířový ventil, v každé hlavě válce
Ventilový rozvod:	OHV
Výkon:	167 kW (225 ks) při 1 950 ot·min ⁻¹
Kompresní poměr:	16:1
Zdvihový objem:	16 092 cm ³
Vrtání:	122,2 mm
Zdvih:	152,4 mm
Čistá hmotnost:	231,3 kg bez uložení vrtule
Poměr hmotnost/výkon:	1,37 kg/kW
Specifická spotřeba paliva:	279 g/kWh při plném výkonu 243 g/kWh při cestovních otáčkách
Spotřeba oleje:	24 g/kW/h
Vnější průměr:	1 160 mm
Celková délka:	933 mm

2.2 Junkers Jumo

Dr. Hugo Junkers, narozen o rok později než Dr. Diesel, byl německý letecký konstruktér a podnikatel. Podobně jako Diesel, i Junkers se při své práci zabýval motory.

První experimentální vznětový motor Junkers nesl název Fo3 a byl sestrojen roku 1926. Měl šest vertikálně orientovaných válců a poskytl cenné informace a zkušenosti pro konstrukci jeho nástupce – modelu Fo4 později známějšímu jako Jumo 204.

Junkers Jumo Fo4 byl dokončen roku 1928 a byl prvním letadlovým vznětovým motorem Junkers. Svůj první let absolvoval dne 30. srpna roku 1929 poháněje letoun Junkers F24 na trati z Desavy do Kolína. Po dalších testech, úpravách a certifikaci byl motor roku 1931 přejmenován na Jumo 204 a jeho produkce trvala až do roku 1935, kdy jeho místo převzal model Jumo 205. Vývoj pokračoval sériemi Jumo 206, Jumo 207 a Jumo 208.⁴¹ Motor se stal nejpoužívanějším a bezpochyby nejslavnějším letadlovým vznětovým motorem v historii letectví.



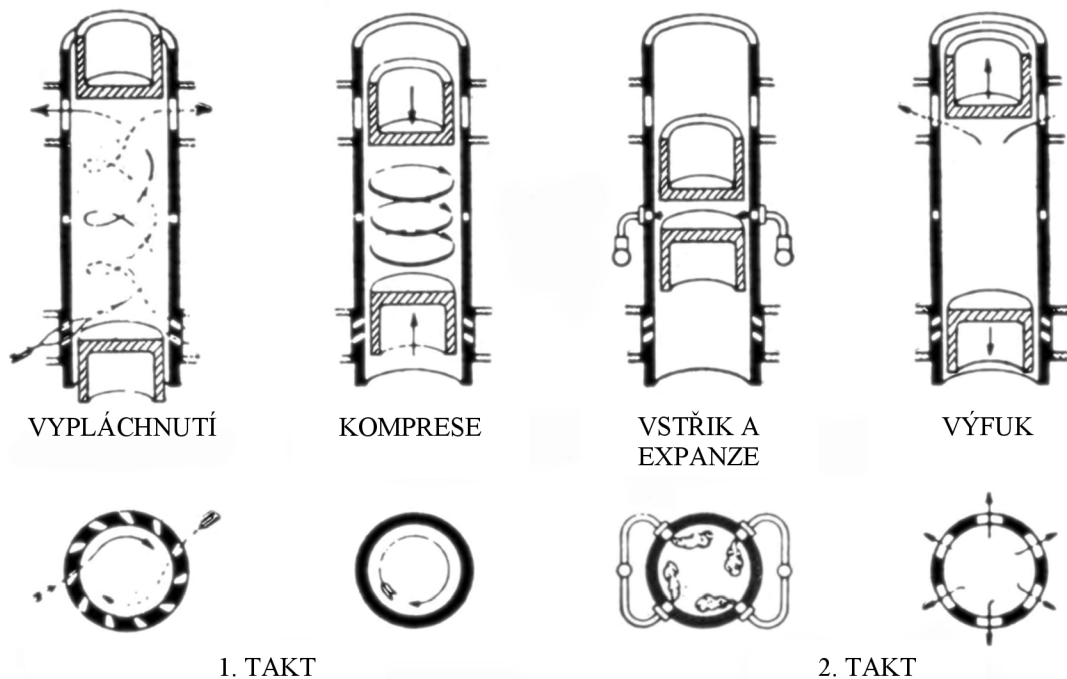
Obr. 2.7: Řez motorem Junkers Jumo 205 vystaveném v Technickém muzeu v Brně

⁴¹ Srov. ZOELLER, Horst. Junkers Fo4 / Jumo 4 / Jumo 204. *The Hugo Junkers Homepage* [online]. ©2003 [cit. 2022-04-024]. Dostupné z: <http://hugojunkers.bplaced.net/junkers-fo4-jumo-204.html>

2.2.1 Vývoj motoru Junkers Jumo

Junkers Jumo 205 byl německý letadlový vznětový motor rozsáhle využívaný jak v civilním, tak i ve vojenském letectví. Je to zároveň nejúspěšnější letadlový vznětový motor své doby.

Motor měl šest válců uspořádaných v řadě s dvanácti protiběžnými písty, dva klikové hřídele na spodní a vrchní straně motoru spojené převody s čelním ozubením. Kompresní prostor tak byl mezi horními úvratěmi obou protilehlých pístů ve válci. Motor byl dvoutaktní s rozvodem pístem se suchými klikovými skříněmi.⁴² Ve válcích byly sací a výfukové otvory, které byly otevírané a zavírané písty při jejich pohybu. Sací otvory se nacházely blíže horní části válce, zatímco výfukové blíže spodní.⁴³



Obr. 2.8: Způsob funkce pístem odkrývaných a zakrývaných sacích a výfukových otvorů

⁴² Olejová nádrž je uložena mimo blok motoru ve vlastní jímce.

⁴³ Srov. WILKINSON, Paul, H. *Diesel Aviation Engines*. New York: National Aeronautics Council, Inc., 1942. Str. 50 násl.

Pohyb horního nebo také tzv. výfukového pístu byl načasovaný s krátkým předstihem oproti pístu spodnímu, tzv. sacímu. Tak byly nejdříve odkryty výfukové a až poté sací otvory.⁴⁴ Při spodní úvrati obou protilehlých pístů byly však na krátký moment odkryty jak sací, tak výfukové otvory, což umožnilo vyčištění válce od zbývajících výfukových plynů, tzv. profouknutí. Z tohoto důvodu byl motor vybaven mechanickým radiálním kompresorem, který do sání přiváděl větší množství vzduchu, než bylo potřebné k naplnění válce před kompresí. Objem vzduchu dostupný z kompresoru byl proto o padesát procent větší než zdvihový objem válce.⁴⁵

Tangenciální umístění sacích i výfukových otvorů ve stěnách válce sloužilo k rozvíření vzduchu a důkladnému pročištění prostoru ve válci před začátkem dalšího cyklu a zároveň k důkladnému smíšení vzduchu se vstříknutým palivem.

Blok válců byl odlitý ze slitiny hliníku a obsahoval integrované podpěry pro hlavní ložiska obou klikových hřídelů a kanálky pro vodní chlazení, které se nacházely okolo vložky válce. Vložky byly kované z nitrídané slitiny oceli a upevněny na spodní části vrtání pomocí pojistných kroužků. Do nich bylo poté vyvrtáno několik řad malých sacích otvorů, osm velkých výfukových otvorů a několik drážek pro účinnější chlazení. Z vnější strany byly pochromované jako prevence před korozi.

Každý klikový hřídel měl šest ojnicních čepů a byl uložen v sedmi olovo-bronzových velkorozměrných pouzdrech kluzných ložisek. Vrtule byla motorem poháněna přes reduktor 1,58:1. Ojnice byly vykovány z chrom-niklové (austenitické) oceli s dříkem I profilu.⁴⁶

Dmychadlo bylo připevněno k zadní části bloku válců a roztáčeno přes ozubená kola od spodního klikového hřídele. Vzduch se v něm stlačoval na tlak 344 hPa a pokračoval přes sací potrubí z obou stran motoru do sacích otvorů. Jeho výkon bylo možné regulovat prostřednictvím škrcení v jeho sání. Mezi unašeč vrtule a reduktor byla vřazena prokluzová spojka.

Dvě vysokotlaká vstříkovací palivová čerpadla a čtyři vstříkovací trysky pro jeden válec zaručovaly bezpečný přívod paliva do spalovacího prostoru do válců. Čerpadla byla rozdělena po šesti do dvou skupin. Obě skupiny byly nezávislé a schopné zásobovat motor plnou dávkou paliva. Poháněny byly od vačkových hřídelů.

⁴⁴ Srov. WILKINSON, Paul, H. *Diesel Aviation Engines*. New York: National Aeronautics Council, Inc., 1942. Str. 51 násl.

⁴⁵ Srov. tamtéž. Str. 52

⁴⁶ Srov. tamtéž. Str. 54

Každé čerpadlo bylo propojeno krátkým ocelovým potrubím s dvěma vstřikovacími tryskami, které ze strany ústily do válce pod úhlem devadesáti stupňů. Při otáčkách klikového hřídele 2 200 ot·min⁻¹ tak čtyři vstřiky každého válce doručily přibližně 37 palivových vstříků každou sekundu. Tlak paliva v čerpadlech během každé vstřikovací periody vzrostl na 55,15 MPa a záhy opět klesl. I přesto byla vstřikovací čerpadla přesná a dostatečně odolná a byla schopna správné funkce po dobu 800 motorových hodin mezi technickými prohlídkami.⁴⁷

Model Junkers Jumo 205-C byl prvním sériově vyráběným motorem. Byl vyráběn v letech 1936 a 1937 a podával výkon 600 ks, tj. 441 kW při otáčkách 2 200 ot·min⁻¹ a při cestovních otáčkách 2100 ot·min⁻¹ pak 510 ks, tj. 375 kW.

Sériově vyráběná varianta motoru vyráběného roku 1938 podávala výkon mezi 700 a 880 ks, tj. 514-647 kW. Většina motorů byla využívána pro vojenské účely německé Luftwaffe a jen málo z nich bylo použito v civilním letectví v tehdejších německých národních aeroliniích Lufthansa.

Dalšími modely byly Jumo 205-D, který byl používaný ve vojenském letectví a měl maximální výkon 880 ks při 3 000 ot·min⁻¹, a Jumo 205-E, který byl certifikován na 700 ks při 2 600 otáčkách.⁴⁸



Obr. 2.9: Boční pohled na motor Junkers Jumo 205-D

⁴⁷ Srov. WILKINSON, Paul, H. *Diesel Aviation Engines*. New York: National Aeronautics Council, Inc., 1942. Str. 56.

⁴⁸ Srov. ZOELLER, Horst. Junkers Jumo 205. *The Hugo Junkers Homepage* [online]. ©2003 [cit. 2022-04-025]. Dostupné z: <http://hugojunkers.bplaced.net/junkers-jumo-205.html>

2.2.2 Technická specifikace motoru Junkers Jumo 205-D

Typ motoru:	pístový dvoudobý vznětový
Uspořádání válců:	řadový šestiválec s 12 protiběžnými písty a dvěma klikovými hřídeli
Chlazení:	kapalinou chlazený
Palivo:	motorová nafta
Vstřikování:	přímé
Ventily:	bezventilový
Ventilový rozvod:	rozvod pístem
Výkon:	647 kW (880 ks) při 2800 ot·min ⁻¹
Kompresní poměr:	16,7:1
Zdvihový objem:	16 600 cm ³
Vrtání:	105 mm
Zdvih:	2x 160 mm
Čistá hmotnost:	595 kg
Poměr hmotnost/výkon:	1,1 kg/kW
Specifická spotřeba paliva:	225 g/kWh při plném výkonu 212 g/kWh při cestovních otáčkách
Výška:	1 271 mm
Šířka:	645 mm
Délka:	2 236 mm

2.3 Napier Nomad

Roku 1808 založil v Londýně Angličan David Napier firmu později známou jako D. Napier & Son Limited. Různorodost a kvalita výrobků, kterými byly například parní tiskařské lisy, železniční jeřáby nebo stroje na výrobu cukru či na výrobu příslušenství k nábojům pro královský arsenál na dlouhou dobu upevnily její místo na trhu.

S přelomem tisíciletí se Napier prostřednictvím automobilových závodů vrhl na výrobu závodních motorů. Těmi prvními byl dvouválec o výkonu 8 ks a čtyřválec o výkonu 16 ks.⁴⁹

V průběhu let vyrobila firma mnoho dalších závodních i nezávodních motorů. Na počátku první světové války však automobilka získala kontrakt na výrobu motorů RAF 3⁵⁰ výzkumného střediska Královského Ministerstva obrany⁵¹ a osmiválce Sunbeam Arab⁵² pro Královské letectvo⁵³.

Obě konstrukce se však ukázaly jako značně nespolehlivé, a tak se stalo, že namísto nich zahájil Napier výrobu prvního letadlového motoru vlastní konstrukce pod názvem Lion⁵⁴.

Po 1. světové válce, v první polovině třicátých let dvacátého století, získal Napier licence na výrobu motorů Junkers Jumo 204 a 205, pod názvy Culverin⁵⁵ a Cutlass⁵⁶. Přestože se tyto motory na anglickém trhu nijak významně neosvědčily, poskytly firmě důležité poznatky a zkušenosti o vysoce výkonných dvoutaktních vznětových motorech. Právě tyto znalosti postavily základní stavební kámen pro stavbu motorů Napier Nomad.

Vedoucím projektu Napier Nomad byl Ernest Chatteron, své doby šéf inženýr divize pístových motorů Napier.⁵⁷

⁴⁹ Srov. WILSON, Charles, H. a William, J. READER. *Men and Machines: A History of D. Napier & Son, Engineers, Ltd. 1808-1958*. London: Weldenfeld and Nicolson, 1958.

⁵⁰ RAF 3 byl letadlový zážehový motor V12 chlazený kapalinou

⁵¹ RAE, z anglického Royal Aircraft Establishment, česky Královské (britské) Ministerstvo obrany

⁵² Sunbeam Arab byl letadlový zážehový čtyřválec chlazený kapalinou

⁵³ RAF z anglického Royal Air Force, česky Královské letectvo

⁵⁴ Napier Lion byl letadlový zážehový motor W12 chlazený kapalinou

⁵⁵ Culverin E102 byl licencovaným motorem Jumo 204 vyrobeným v Anglii

⁵⁶ Cutlass E103 byl licencovaným motorem Jumo 205 vyrobeným v Anglii

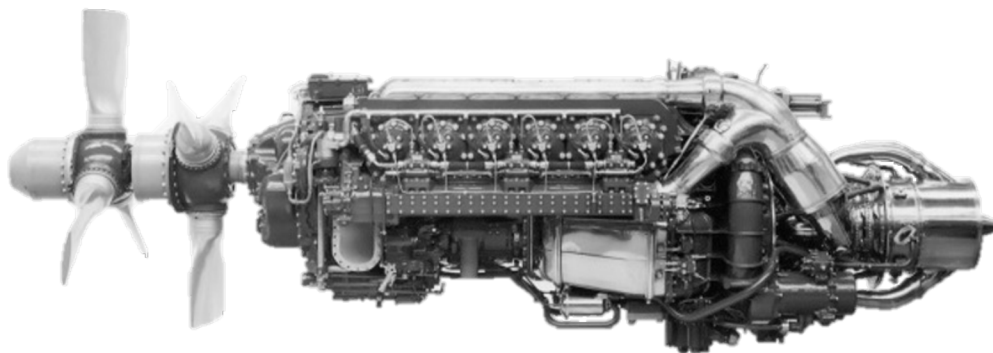
⁵⁷ Srov. PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>

2.3.1 Vývoj motoru Napier Nomad

V roce 1944 vydalo tehdejší britské Ministerstvo výroby letadel⁵⁸ specifikaci pro výrobce na vývoj letadlové pohonné jednotky. Ta měla za cíl dosáhnout doposud nejnižších provozních nákladů se zaměřením na nákladní leteckou dopravu.

Sir Harry R. Ricardo, který se v té době řadil mezi přední světové konstruktéry a výzkumníky spalovacích motorů, se k věci vyjádřil s doporučením na kombinaci dvoutaktního vznětového motoru a turbíny. Sdružení obou jednotek by tak, podle jeho názoru, poskytovalo symbiotickou, výkonnou pohonnou jednotku s požadovanými vlastnostmi. Podle jeho návrhu vybral pro tento účel Napier svůj motor E124. Ten měl mít 24 válců uspořádaných horizontálně do H, zdvihový objem 74 970 cm³ a zahrnovat rekuperační turbínu. V průběhu testování s jednoválcovým a dvouválcovým motorem a vícestupňovým axiálním kompresorem se však Napier rozhodl projekt ukončit. Stalo se tak roku 1946 a hlavním důvodem byla nízká predikovaná poptávka po tak objemné pohonné jednotce.

Již před ukončením však začaly přípravné práce na zredukovaném motoru, brzy označeném E125 Nomad I. Počet válců se snížil na 12 a výkon byl poloviční. Motor byl uspořádaný do V s rozevřením řad válců 180°. K axiálnímu kompresoru byl navíc přidán kompresor radiální.⁵⁹



Obr. 2.10: Boční pohled na motor Napier Nomad I z roku 1951

⁵⁸ Ministry of Aircraft Production, česky Ministerstvo výroby letadel, později Ministry of Supply, česky Ministerstvo zásobování, později Ministry of Aviation, česky Ministerstvo letectví, později Ministry of Technology, česky Ministerstvo Technologií, později Ministry of aviation supply, česky Ministerstvo leteckého zásobování, dnes Ministry of Defence, česky Ministerstvo obrany

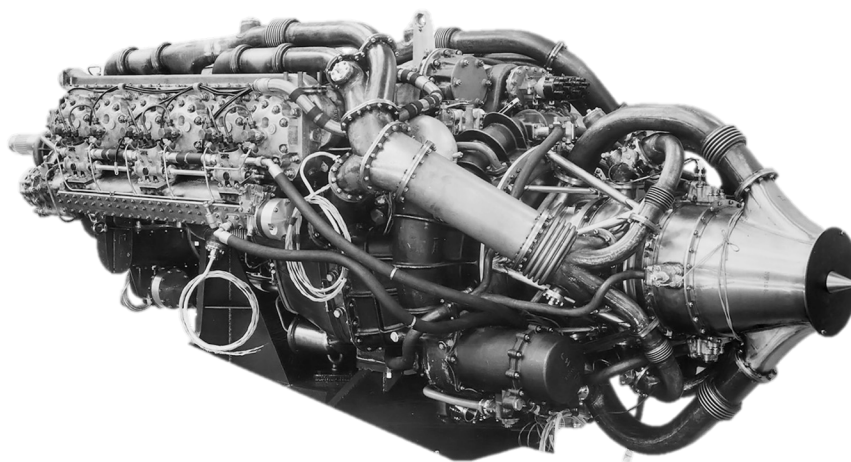
⁵⁹ Srov. PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>

Přeplňování motoru bylo tedy dvoustupňové. Nejprve byl nasátý vzduch stlačen jedenáctistupňovým axiálním kompresorem na spodní přední části motoru. Ten měl společný hřídel s turbínou na zadní části motoru, která byla roztáčena výfukovými plyny. Následně byl stlačen motorem poháněným radiálním kompresorem.

Vzduch vstupoval do sacího potrubí dvěma otvory po bocích motoru a odtud postupoval do axiálního kompresoru. Mezi axiálním kompresorem a radiálním kompresorem měl být nainstalován mezichladič stlačeného vzduchu na principu vzduch voda.⁶⁰ K jeho instalaci však nikdy nedošlo.

Z radiálního kompresoru byl již stlačený vzduch rozváděn sacím potrubím do levé a pravé řady válců. Propojení sacího potrubí a spalovacího prostoru bylo realizováno pomocí sacích otvorů ve stěně válce, umístěných před dolní úvratí pístu. Stejným způsobem byl realizován i odvod výfukových plynů výfukovými otvory ve válci, které se nacházely zhruba v polovině mezi horní a dolní úvratí pístu. Nebylo proto třeba použití ventilů, neboť motor měl rozvod pístem. Těsně před vstupem do spalovacího prostoru byly zavedeny do sacího potrubí vodní rozprašovače, určené k dočasnému ochlazení stlačeného vzduchu při plném výkonu.

Narozdíl od sacích otvorů, které byly po boční straně válců, otvory výfukové byly rozčleněny do dvou protilehlých skupin ve vrchní a spodní části válců, které byly vodorovně orientovány.⁶¹



Obr. 2.11: Boční pohled na prototyp motoru Napier Nomad I z roku 1949

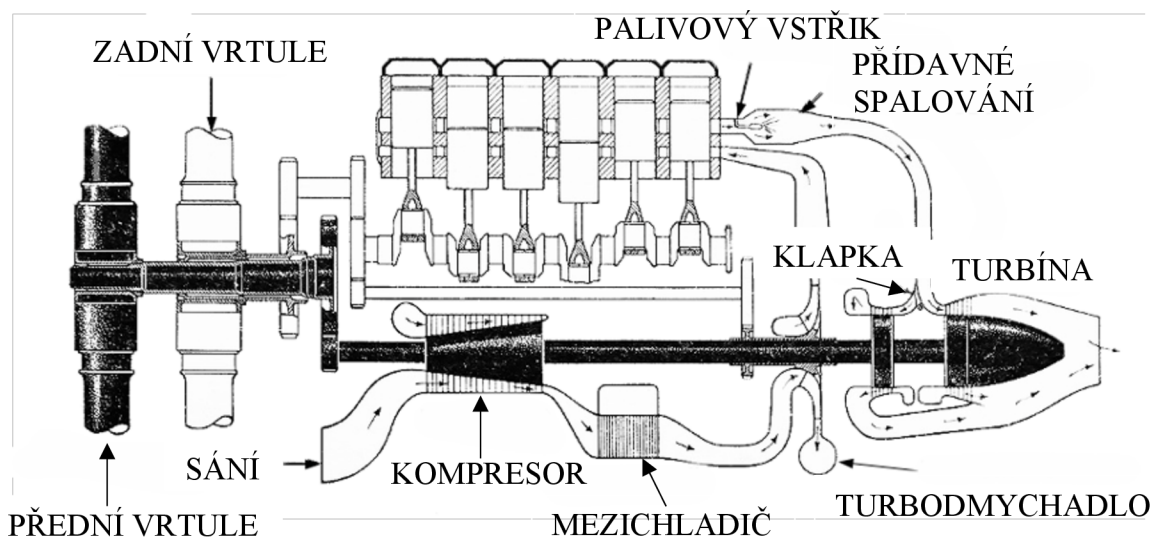
⁶⁰ Mezichladič však nebyl v motoru Napier Nomad I nikdy nainstalován

⁶¹ Srov. PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>

Odvod výfukových plynů byl na prototypu modelu Nomad I. velmi složitý. Vzhledem k rozmístění výfukových otvorů, muselo být výfukové potrubí jak na horní, tak i na dolní části řady válců. Proto byl na pozdějších modelech celý systém odvodu spalin přepracován.

Stejným základem pro všechny modely bylo rozdělení potrubí na dvě části a dvě rekuperační turbíny, primární a sekundární, na konci motoru. Primární část odváděla výfukové plyny do primární turbíny a sekundární část do sekundární turbíny. Ta byla situována mezi turbínou primární a motorem a její funkce byla sdružena s použitím přídavného spalování, které bylo realizováno instalací palivového injektoru do výfukového potrubí.⁶² Palivo k hoření využívalo zbytkový kyslík ve výfukových plynech. V případě potřeby tak bylo možné přídavným spalováním dočasně získat dodatečný výkon pro pohon turbín. Vzniklými výfukovými plyny byly poháněny obě turbíny.

Pokud se pomocného spalování nevyužívalo, spaliny proudily přímo do turbíny primární, ze které byly odváděny tryskou do volného prostoru. Tryska byla směrem k výtokovému otvoru zúžená, čímž docházelo k urychlení výfukových plynů a tím generaci dodatečného tahu.⁶³



Obr. 2.12: Schéma motoru Napier Nomad I

⁶² Instalace injektoru a způsob vedení obou částí se podle modelu lišilo.

⁶³ Srov. PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>

Obě turbíny byly spojené společným hřídelem s kompresorem. Hřídel byl zároveň připojen k reduktoru, přes který poháněl přední vrtuli, která se otáčela proti směru hodinových ručiček ve směru letu. Vrtule zadní byla poháněna od motoru přes reduktor. Otáčela se opačným směrem než vrtule přední. K reduktoru zadní vrtule byl připojen také hřídel radiálního kompresoru.

Vstřikování paliva zajišťovala tři vstřikovací čerpadla pro každou řadu válců. Byla poháněna prostřednictvím vačkového hřídele. Každé z čerpadel vstříkovalo palivo do dvou válců. Každý válec měl jednu vstřikovací trysku, blízko které se nacházela žhavicí svíčka používaná pouze ke startování motoru. Jako zdroj energie se využívaly generátory poháněné ze zadní části motoru.

Motor byl chlazený chladicí kapalinou a oběhové čerpadlo bylo poháněno vačkovým hřídelem, podobně jako vstřikovací čerpadla.

Kliková skříň zhotovená ze slitiny hořčíku a zirkonu se skládala ze dvou částí, které byly vertikálně spojené prostřednictvím dvacetí osmi dutých šroubů.

Blok šesti válců jedné řady byl odlit ze slitiny hliníku jako jeden kus. Ze stejného materiálu byl odlitý i plášť dvoudílných pístů. Hlava pístů byla vyrobena z austenitické oceli.

Skříň reduktoru zadní vrtule byla zhotovena ze slitiny hořčíku a byla svorníky připevněna k přední části klikové skříně. Součástí skříně reduktoru byly vstupní sací otvory.

Sací potrubí, olejový filtr, olejová vana a oba kompresory byly také svorníky upevněny ke klikové skříně.

Motor Napier Nomad I byl přes svoji relativně komplikovanou konstrukci ovládán pouze jedinou pákou přípusti v pilotní kabině.

Prototyp motoru Nomad I byl dokončen roku 1949, kdy bylo zahájeno jeho testování. Nejdříve probíhalo testování o délce 860 motorových hodin na motorové brzdě. Poté proběhla montáž protiběžných vrtulí, se kterými proběhlo dalších 270 hodin testování.⁶⁴

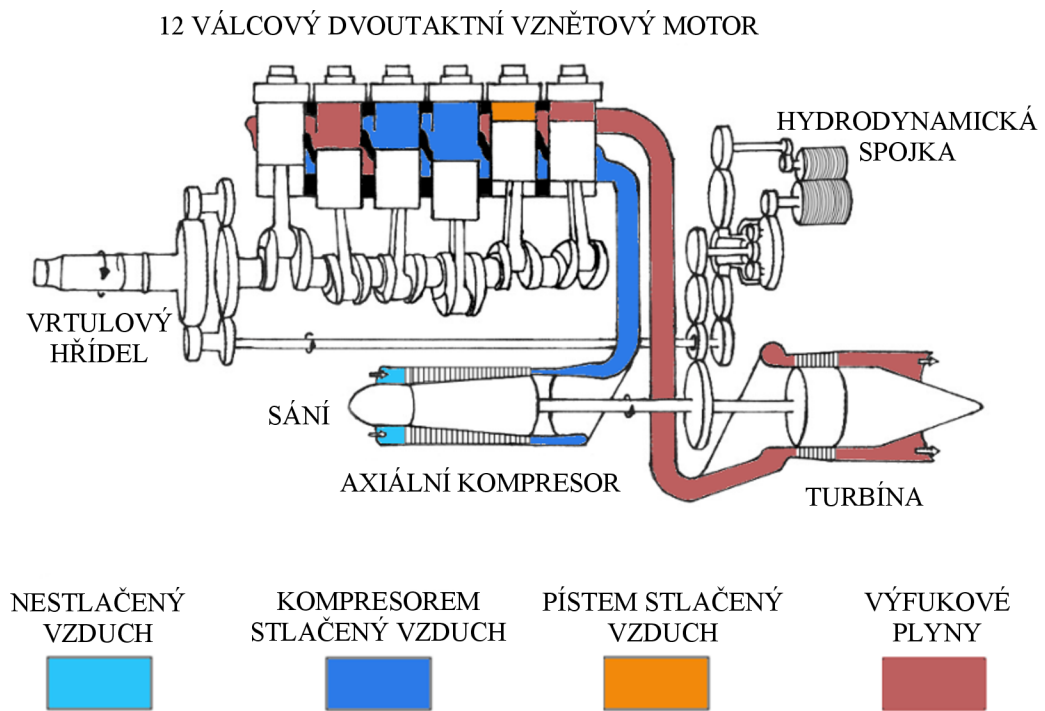
Následující rok byl motor nainstalován do přední části trupu zkušebního letadla Avro Lincoln, které samo o sobě disponovalo čtyřmi, pod křídly umístěnými, motory

⁶⁴ Srov. PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>

Rolls Royce Merlin. Za letu bylo možné Napier Nomad použít jako jedinou pohonnou jednotku, zatímco ostatní čtyři byly odstavené.

Do roku 1952 se na zkušebním motoru nalétalo 120 letových hodin a následně byl v září téhož roku projekt Nomad I ukončen.

Práce na zdokonalení motoru začaly již roku 1951. Projekt byl pojmenován E145 Nomad II.⁶⁵



Obr. 2.13: Schéma motoru Napier Nomad II

Rekonstruovaný axiální kompresor měl nyní 12 stupňů a vyšší poměr celkového stlačení vzduchu. Sací otvory byly přemístěny z boční na přední část motoru a lopatky prvních pěti stupňů kompresoru byly pro větší odolnost vyrobeny kobaltové oceli. Zbývající stupně kompresoru byly vyrobeny ze slitiny hliníku a bronzu.

Sací potrubí vedlo po spodní straně motoru pod obě řady válců. Do každého z nich pak ústilo dvěma skupinami čtyř sacích otvorů, které byly na jejich horní části.

Tři větší a tři menší výfukové otvory v každém válci byly situovány v jeho spodní části. Výfukové potrubí obou řad válců bylo vedeno ve spodní části motoru a spojovalo

⁶⁵ Srov. PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>

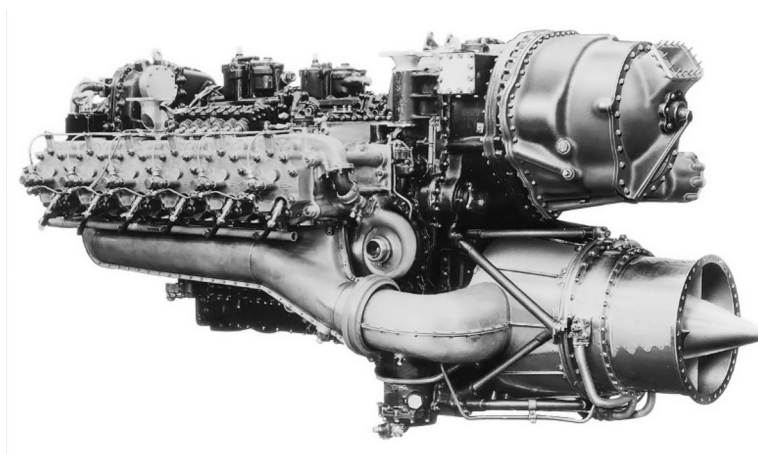
se na jeho části zadní. V tomto místě bylo upraveno pro možnost přídavného spalování. Rozdělení přívodu výfukových plynů do primární a sekundární turbíny bylo umožněno instalací rozváděcí klapky. Způsob využití celkové energie výfukových plynů byl obdobný jako předchozího modelu Nomad I.

Turbíny a kompresory měly separátní koaxiální hřídele. Hřídel turbín byl při otáčkách motoru nižších $1500 \text{ ot} \cdot \text{min}^{-1}$ poháněn prostřednictvím hydrodynamické spojky od klikového hřídele. Při vyšších otáčkách motoru naopak turbína generovala dostatek výkonu, jehož přebytek byl stejnou cestou odveden motoru. Hydrodynamická spojka se nacházela na zadní části motoru.

Nový model měl na každém válci samostatné vstřikovací čerpadlo. Vstřikování paliva do válce bylo realizováno jednou vstřikovací tryskou, která měla šest otvorů. Jeden otvor vstříkoval palivo proti pístu, ostatní do boku na stěny válce. Vstřík probíhal pod tlakem 25,3 MPa.

Klikový hřídel měl osm hlavních ložisek se dvěma ojnicemi na každém ojnicím čepu. Všechna ložiska byla kluzná, tlakově mazaná motorovým olejem.

Nomad II byl menší, jednodušší, lehčí a výkonější než jeho předhůdce a poprvé byl spuštěn v prosinci roku 1952. Instalace dvou motorů Nomad II byla uskutečněna o necelé dva roky později namísto motorů Rolls Royce Griffon na letoun Avro Shackleton⁶⁶. Do roku 1955 proběhly pozemní zkoušky, avšak k testování za letu nikdy nedošlo, neboť projekt byl téhož roku ukončen.⁶⁷



Obr. 2.14: Boční pohled na motor Napier Nomad II

⁶⁶ Avro Shackleton byl britský námořní hlídkový a protiponorkový letoun dlouhého doletu.

⁶⁷ Srov. PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>

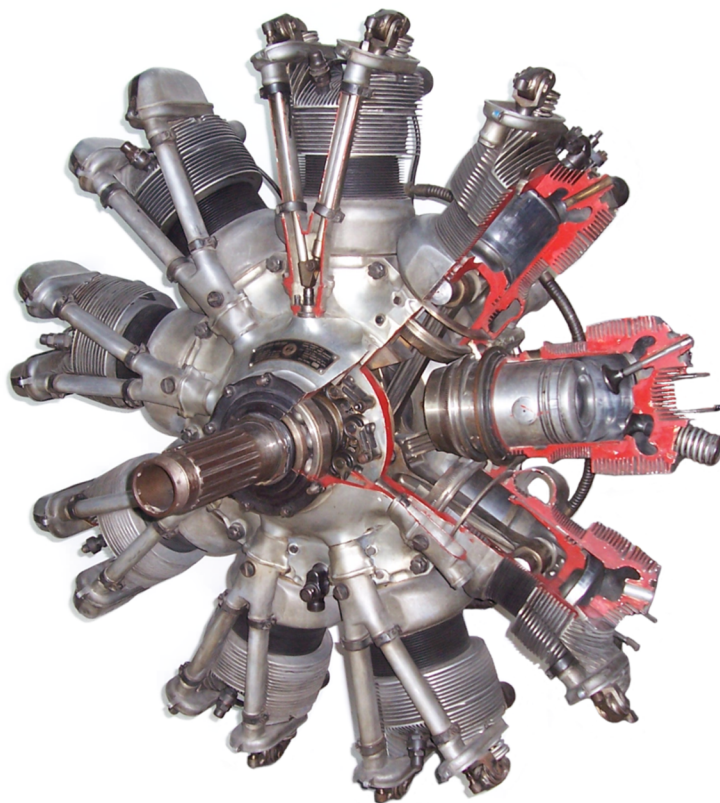
2.3.2 Technická specifikace motoru Napier Nomad

Typ motoru:	pístový dvoudobý vznětový
Uspořádání válců:	dvanáctiválec do V s úhlem rozevření řad válců 180°
Chlazení:	kapalinou chlazený
Palivo:	motorová nafta
Vstřikování:	přímé
Ventily:	bezventilový
Ventilový rozvod:	rozvod pístem
Výkon:	2 350 kW (3 150 ks) při 2 050 ot·min ⁻¹ klikového hřídele a 18 200 ot·min ⁻¹ turbíny
Kompresní poměr:	8:1 ve válci, 31,5:1 celkově ⁶⁸
Zdvihový objem:	41 000 cm ³
Vrtání:	152 mm
Zdvih:	187,3 mm
Hmotnost:	1 620 kg
Poměr hmotnost/ výkon:	1,45 kg/kW
Specifická spotřeba paliva:	210 g/kWh
Výška:	1 010 mm
Šířka:	1 420 mm
Délka:	3 020 mm

⁶⁸ Dle dobové literatury měl motor základní kompresní poměr 8:1 s tím, že literatura uvádí maximální kompresní poměr při nejvyšším tlaku přeplňování.

2.4 Zbrojovka ZOD-260

Roku 1924 byla v Brně založena akciová společnost Československá Zbrojovka, dříve známá jako Československé závody na výrobu zbraní v Brně. V důsledku 1. světové války byla zredukována výroba zbraní a zahájena výroba automobilů. První vyrobený automobil měl název Disk a jako tehdejší světový unikát byl poháněn dvoutaktním čtyřválcovým zážehovým motorem.⁶⁹ O pět let později byl paralelně s výrobou automobilů započat také vývoj vznětového letadlového motoru. Motor nesl označení ZV-350 a jeho konstrukce byla prvním krokem k později sériově vyráběnému motoru ZOD-260 s výkonem 260 ks.⁷⁰



Obr. 2.15: Pohled zepředu na motor Zbrojovka ZOD-260 vystaven v Technickém muzeu v Brně

⁶⁹ Srov. OLŠANSKÝ, Milan. Historie – Rychlé střely ze Zbrojovky. *Fernfahrer Trucker Magazin* [online]. ©2018 [cit. 2022-4-27]. Dostupné z: https://www.trucker.cz/rubriky/historie/historie-rychle-strely-ze-zbrojovky_46281.html

⁷⁰ Srov. OLŠANSKÝ, Milan. Letecké motory ze zbrojovky – vzdušné intermezzo – druhý díl. *Fernfahrer Trucker Magazin* [online]. ©2018 [cit. 2022-4-27]. Dostupné z: https://www.trucker.cz/rubriky/historie/letecke-motory-ze-zbrojovky-vzduzne-intermezzo-druhy-dil_46768.html

2.4.1 Vývoj motoru ZOD-260

Vývoj motoru ZOD byl zahájen roku 1930 a nejdříve byl zkonstruován motor ZOD-240A, který byl poprvé nastartován na motorové brzdě roku 1933 a s dalším vývojem byl přejmenován na ZOD-260, který měl vyšší výkon. Motor měl devět válců uspořádaných do hvězdy s dvoutaktním cyklem a byl chlazen vzduchem. Stejněho roku byla na motor udělena homologace jak tehdejšího Ministerstva veřejných prací, tak i vojenská, na jejichž základě bylo objednáno padesát motorů Ministerstvem veřejných prací a sedmnáct tehdeším Ministerstvem národní obrany. Praktické zkoušky motoru probíhaly v letounech Aero A-211, Avia-Fokker F-VIIb 3m a Praga E-141.⁷¹

Kliková skříň byla odlita ze slitiny hliníku podobně jako u motoru Packard. Konstrukteři československé zbrojovky však pro tento účel vybrali speciální slitiny hliníku označovanou HR56, tj. Hidominium⁷², kterou své doby ke stejnému účelu využívala i firma Rolls Royce^{73,74}

Hlava válce byla na válec nejdříve šroubována tzv. za tepla, čímž se utvořil prakticky nerozebíratelný spoj. Z toho důvodu byly upraveny tolerance svorníků a závitů, nicméně i tak byl spoj později rozebíratelný jen po mírném zahřátí.

Je zřejmé, že na výrobu motoru se kladl obzvláště velký důraz. To bylo znát již podle výměny výrobních strojů provedené za účelem dosažení požadovaných tolerancí při výbrusu válců nebo také volby materiálu klikové skříně. Precizností výroby se však zvýšila i cena motoru, která v tehdejší době činila 192 000 korun. Výroba motoru probíhala od roku 1934 do roku 1937.⁷⁵

⁷¹ Srov. OLŠANSKÝ, Milan. Letecké motory ze zbrojovky – vzdušné intermezzo – druhý díl. *Fernfahrer Trucker Magazin* [online]. ©2018 [cit. 2022-4-27]. Dostupné z: https://www.trucker.cz/rubriky/historie/letecke-motory-ze-zbrojovky-vzduzne-intermezzo-druhy-dil_46768.html

⁷² Zkrácení slitiny Hidominium pochází z anglického High Duty Aluminium Alloy, tj. R.R.56 nebo HR56

⁷³ Firma vyrábějící automobily a letadlové pohonné jednotky, původem založení roku 1906 a dnes známá jako Rolls Royce Holdings.

⁷⁴ Srov. OLŠANSKÝ, Milan. Letecké motory ze zbrojovky – vzdušné intermezzo – třetí díl. *Fernfahrer Trucker Magazin* [online]. ©2019 [cit. 2022-4-27]. Dostupné z: https://www.trucker.cz/rubriky/historie/letecke-motory-ze-zbrojovky-vzduzne-intermezzo-treti-dil_46853.html

⁷⁵ Srov. tamtéž.

2.4.2 Technická specifikace motoru ZOD-260

Typ motoru:	pístový dvoudobý vznětový
Uspořádání válců:	devítiválcový radiální
Chlazení:	vzduchem chlazený
Palivo:	motorová nafta
Vstřikování:	přímé
Ventily:	dva výfukové talířové ventily
Ventilový rozvod:	smíšený, výfuk OHV, sání řízeno pístem
Výkon:	191 kW (260 ks) při 1 650 ot·min ⁻¹
Kompresní poměr:	15:1
Zdvihový objem:	13 250 cm ³
Vrtání:	120 mm
Zdvih:	130 mm
Čistá hmotnost:	299 kg
Poměr hmotnost/výkon:	1,56 kg/kW
Specifická spotřeba paliva:	259 g/kWh
Vnější průměr:	1 180 mm
Celková délka:	875 mm

3 SOUČASNÝ STAV VÝVOJE

Vzhledem k rozsáhlému výzkumu, novým dostupným technologiím a značnému objemu financí, které byly vynaloženy na vývoj automobilních vznětových motorů, je již velká většina problémů, s nimiž se letečtí konstruktéři potýkali v minulých letech, překonána. Je tedy na místě poznamenat, že se ocitáme v době, kdy se technologie spalovacích motorů obecně, nachází na vysoké úrovni.

Tento technický a technologický pokrok po dlouhé době umožňuje navrácení vznětového motoru do letadel. V kombinaci se zhoršující se ekonomickou situací a neustále se zvyšující cenou paliva jsou vytvořeny dobré podmínky pro uplatnění úspornějších vznětových motorů v letectví. V posledních letech se tak vývoj letadlových motorů soustředí hlavně na vznětové motory. Naprostá většina výrobců, například firmy Austro Engine, Raptor Aircraft, Continental, Centurion atd., se vydala cestou přizpůsobení již existujících automobilních vznětových motorů k leteckým účelům.⁷⁶

Pozoruhodnou změnou, sledovanou napříč celým trhem s těmito motory, je jiný účel použití. Zatímco v začátcích letadlových vznětových motorů se směřovalo k použití ve velkých letadlech na dlouhé trasy, nyní tyto motory pohání spíše menší vrtulové letouny nebo v případě motorů Centurion také armádní drony Spojených států amerických⁷⁷. V této části se práce zaměřuje hlavně na motory vyráběné firmou Continental, která je v tomto segmentu světovým lídrem.

⁷⁶ Srov. Aircraft Diesel Manufacturers. *Experimental Aircraft Info* [online]. ©2006-2022 [cit. 2022-05-02]. Dostupné z: <https://www.experimentalaircraft.info/homebuilt-aircraft/aircraft-diesel-manufacturers.php>

⁷⁷ Srov. tamtéž.

3.1 Letadlové vznětové motory Continental

Firma Continental Aerospace Technologies byla založena ve městě Muskegon v Michiganu roku 1905 pod původním názvem Continental Motors. V průběhu let firma vyvinula, uvedla nebo zavedla řadu nových motorů a technologií. Po druhé světové válce, roku 1946, se rapidně rozrostl průmysl s lehkými letadly a firma prodala 34 358 motorů. Velice důležitým milníkem je rok 1960, kdy firma uvedla turbokompresory a palivové vstřikování do všeobecného letectví. V roce 1997 byla firma Continental vybrána pro vývoj motoru poháněný palivem Jet-A s výkonem 200 ks, tj. 147 kW, později pojmenovaný GAP, pro kosmickou agenturu NASA. O dva roky později byl vyvinut první motor Continental s technologií FADEC⁷⁸, tj. technologií digitálně řízeného motoru s plnou autoritou. Jedná se o systém, který v každé fázi letu zaručuje optimální chod motoru bez zásahu pilota. První série motorů Continental s touto technologií byla certifikována roku 2002.⁷⁹

Roku 2013 firma zakoupila aktiva německého výrobce letadlových motorů Thielert Aircraft Engines GmbH. a představila celou řadu certifikovaných diesellových motorů série CD pro všeobecné letectví. Následující rok byl motor CD-230 certifikován v Číně a nový model CD-300 provedl první let. Motory CD-135 a CD-155 prošly v roce 2016 certifikací, která prodloužila dobu před výměnou motoru na 2 100 hodin. Roku 2019 a 2020 byly také vyvinuty motory CD-170 pro letadlo Tecnam P2010 TDI a CD-300 pro letadlo Diamond DA50 RG.⁸⁰

Výrobce vznětových motorů Continental se nachází blízko českých hranic ve městě St. Egidien a technologie výroby je úzce propojená s automobilovým průmyslem. Firma Thielert před spojením s firmou Continental vyráběla motory Thielert Centurion, čtyřválcové letadlové vznětové motory, které vznikly na základě motorů automobilních od firmy Mercedes Benz AG. Firma Continental je posléze přejmenovala na sérii motorů CD-100, které budou specifikovány v následujících kapitolách. Provázanost výroby letadlových vznětových motorů s automobilním průmyslem lze odvodit již od samotného umístění továrny. Nachází se totiž v srdci regionu automobilové výroby v Německu.

⁷⁸FADEC z anglického Full Authority Digital Engine / Electronic Controls, česky digitálně řízený motor s plnou autoritou

⁷⁹ Srov. Our History. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03]. Dostupné z: <https://www.continental.aero/company/history.aspx>

⁸⁰ Srov. tamtéž.

To pro firmu Continental znamená dostatek specializovaného personálu, dostupné moderní strojové vybavení a flexibilní a ekonomickou výrobní linku.

Vyrábí se zde většina potřebných dílů jako například klikový hřídel, který je krom leteckých motorů použit také ve výkonných automobilech. Odlitky klikové skříně, kované díly, ventily a písty se kupují od jiných výrobců, podobně jak tomu je v automobilním průmyslu. Obrábění kritických částí pro správný a bezchybný chod motoru a celková montáž motoru je již prováděna v rámci továrny.

Montáž motoru začíná uložením klikového hřídele do klikové skříně a pokračuje přes sedm montážních stanic, ve kterých se montují písty, hlavy válců, palivový systém a další komponenty. Jeden montážní technik se vždy stará o montáž celého motoru, od neobrobené klikové skříně až do finálního produktu. Aby nedošlo k chybě, je celá montáž kontrolována elektronickým systémem připojeným ke všem potřebným přístrojům. Při montáži některých komponentů tato kontrola však není možná, a proto se provádí tzv. kontrola čtyř očí, kdy montáž sleduje další technik. Elektronický systém ukládá informace o tom, kdo práci provedl, ale také o přesných montážních datech. Těmi jsou například přesné údaje o utažení jednotlivých šroubů. U každého vyrobeného motoru existuje protokol, ve kterém jsou tyto informace k dispozici. To umožňuje téměř dokonalou zpětnou kontrolu kvality výrobku.

Motory Continental se řadí mezi technologicky nejvyspělejší a nejkvalitnější letadlové vznětové motory současnosti. Jsou spolehlivými a ekonomickými pohonnými jednotkami v oblasti všeobecného letectví a díky vyspělému automobilnímu průmyslu jsou také cenově dostupnější. Toto propojení má však i negativní účinek, neboť po určité době na motorech nelze provádět generální opravu a je třeba celý motor vyměnit. Těchto motorů bylo vyrobeno více než 7 500 a více než 2 000 z nich je stále operabilních s celkovým náletem přes devět milionů hodin. Jsou oblíbenou volbou pro letecké školy a výrobce letadel jako například Tecnam, Cessna, Diamond, Mooney, Piper atd., a jsou certifikovány podle pravidel FAA, EASA a dalších 78 zemí.⁸¹

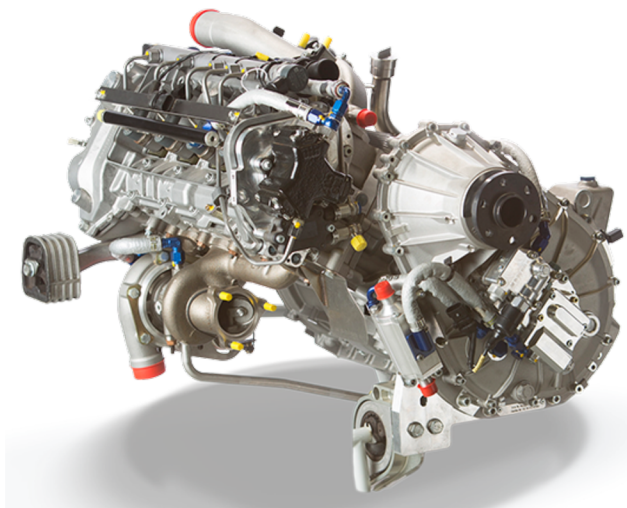
⁸¹ Srov. Certified Jet-A Engines. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03]. Dostupné z: <https://www.continental.aero/diesel/diesel-engines.aspx>

3.1.1 Continental CD-100 Jet-A

Motory CD-135, CD-155 a CD-175 jsou vznětovými motory, které tvoří sérii CD-100. Motor CD-135 je certifikován od roku 2006 a jeho předchůdce Thieler Centurion 1.7 byl certifikován Agenturou Evropské unie pro bezpečnost letectví (EASA) roku 2002 a Federální leteckou správou (FAA) roku 2003. Díky identické hmotnosti ho lze použít jako náhradu za motor Centurion 1.7 a s odpovídající vrtulí je vhodnou pohonnou jednotkou pro letouny Diamond DA40, Diamond DA42, Cessna C172, Piper PA28 a Robin DR400. Motor CD-155 má oproti CD-135 zvýšený výkon a je vhodný pro letouny C172, DA40, DR400 a PA28.⁸²

Motory CD-135 a CD-155 jsou turbokompresorem přeplňované vznětové řadové čtyřválcové chlazené vodou, s čtyřtaktním cyklem a pravotočivým klikovým hřídelem, systémem přímého vstřikování Common Rail se čtyřmi ventily na válec a technologií digitálně řízeného motoru s plnou autoritou. Lze je pohánět nejen palivem Jet-A, ale i motorovou naftou (EN 590) nebo kombinací obojího, palivem Jet Fuel No.3, palivy TS-1, JB-8 a JP-8+100. Doba do výměny motoru činí 2 100 hodin.^{83,84}

Model CD-170 je nejnovějším přírůstkem série CD-100. Motor má vyšší výkon než modely CD-135 a CD-155 a vyznačuje se novým, vylepšeným a technologicky vyspělejším palivovým systémem, který poskytuje vyšší úroveň odolnosti. Lze jej pohánět pouze palivou Jet-A nebo motorovou naftou (EN 590). Doba do výměny motoru je v současné době 1 200 hodin.⁸⁵



Obr. 3.1: Pohled na motory Continental série CD-100

⁸² Srov. Continental CD-135 Jet-A Engine. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03]. Dostupné z: <https://www.continental.aero/diesel/engines/cd135.aspx>

⁸³ Srov. Tamtéž.

⁸⁴ Srov. Continental CD-155 Jet-A Engine. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03]. Dostupné z: <https://www.continental.aero/diesel/engines/cd155.aspx>

⁸⁵ Srov. Continental CD-170 Jet-A Engine. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03]. Dostupné z: https://www.continental.aero/Continental_CD-170_Jet-A_Engine/

Technická specifikace motorů Continental série CD-100:

Typ motoru:	pístový čtyřdobý vznětový
Uspořádání válců:	čtyřválcový řadový
Chlazení:	kapalinou chlazený
Palivo:	Jet-A, motorová nafta (DIN EN 590)
Vstřikování:	Common Rail
Ventily:	talířový ventil, 4 v každé hlavě válce
Ventilový rozvod:	DOHC
Kompresní poměr:	18:1
Zdvihový objem:	1 991 cm ³
Vrtání:	83 mm
Zdvih:	92 mm
Výška:	636 mm
Šířka:	778 mm
Délka:	816 mm

Continental CD-135:

Výkon:	99 kW (133 ks) při 2 300 ot·min ⁻¹
Čistá hmotnost:	134 kg
Poměr hmotnost/ výkon:	0,74 kg/kW
Specifická spotřeba paliva:	214 g/kWh

Continental CD-155:

Výkon:	114 kW (152 ks) při 2 300 ot·min ⁻¹
Čistá hmotnost:	134 kg
Poměr hmotnost/ výkon:	0,85 kg/kW
Specifická spotřeba paliva:	220 g/kWh

Continental CD-170:

Výkon:	125 kW (168 ks) při 2 300 ot·min ⁻¹
Čistá hmotnost:	156 kg
Poměr hmotnost/ výkon:	0,80 kg/kW
Spotřeba paliva:	19,7 l/h

3.1.2 Continental CD-300 Jet-A

Motor Continental CD-300 má šest válců uspořádaných do V a je přeplňován dvěma turbokompresory. Obsahuje dvojitý FADEC systém pro vyšší bezpečnost a má vestavěný reduktor a regulátor vrtule. Je certifikován Agenturou Evropské unie pro bezpečnost letectví a čeká na schválení Federální leteckou správou. Doporučená doba do výměny motoru je 2 000 hodin.⁸⁶

Technická specifikace:

Typ motoru:	pístový čtyřdobý vznětový
Uspořádání válců:	šestiválec do V
Chlazení:	kapalinou chlazený
Palivo:	Jet A, Jet A-1, Jet Fuel No.3
Vstřikování:	Common Rail
Ventily:	talířový ventil, 4 v každé hlavě válce
Ventilový rozvod:	DOHC
Výkon:	221 kW (296 ks) při 3 800 ot·min ⁻¹
Kompresní poměr:	15,5:1
Zdvihový objem:	2 987 cm ³
Vrtání:	83 mm
Zdvih:	92 mm
Čistá hmotnost:	265 kg
Poměr hmotnost/ výkon:	1,45 kg/kW
Spotřeba paliva:	34,9 l/h
Výška:	700 mm
Šířka:	790 mm
Délka:	980 mm

⁸⁶ Srov. Continental CD-300 Jet-A Engine. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03]. Dostupné z: <https://www.continental.aero/diesel/engines/cd300.aspx>

4 PERSPEKTIVA DALŠÍHO VÝVOJE

Letadlové vznětové motory představují zajímavá řešení více problémů dnešní doby. Vyznačují se ekonomicky příznivými provozními náklady a díky pokročilému automobilovému vývoji v posledních dvaceti letech jsou také spolehlivou a technologicky vyspělou součástí pohonných jednotek všeobecného letectví. Přestože zážehové motory v této oblasti letectví stále dominují, lze očekávat nárůst podílu vznětových motorů. Prozatímní výhodou zážehových letadlových motorů oproti těm vznětovým je možnost opakované údržby, díky které je možné udržovat motor schopný práce po mnohem delší časový interval. Pro většinu spotřebitelů jsou proto výhodnější než motory vznětové, které takto servisovat nelze a je potřeba výměny za nový. Letadlové vznětové motory mají navíc řadu komponentů, které je třeba servisovat nebo nahrazovat v průběhu životnosti motoru. Těmi jsou například vstříkovací čerpadla, reduktor nebo rozvodový řetěz. V porovnání se zážehovými motory mají vyšší pořizovací cenu, kratší životnost, ale nižší náklady na pohonné hmoty. S pokračujícím vývojem, který má za cíl také prodloužení doby do výměny motoru nebo jeho kritických částí lze predikovat upevnění jejich pozice na trhu. Rostoucí cena paliva Avgas silně posiluje poptávku po vznětových motorech, což je viditelné již dnes v Afrických zemích, ve kterých je Avgas téměř nedostupný. Jestliže se bude jeho cena vyvíjet dosavadním tempem, je přechod k motorům vznětovým logickým důsledkem. Jejich vývoj je tedy přímo závislý také na vývoji cen paliv a jejich dostupnosti. S rostoucím počtem vyrobených letadlových vznětových motorů lze také čekat výraznější snížení jejich ceny a zvýšení dostupnosti.

Atraktivnost letadlových vznětových motorů však není pouze v oblasti ekonomické, ale také v oblasti ochrany životního prostředí. Opět je třeba se obrátit na automobilový průmysl, z kterého většina letadlových vznětových motorů vychází, a díky kterému jsou vznětové motory velice efektivní nejen po stránce výkonu a spotřeby, ale také po stránce emisí. Samotná motorová nafta po spálení produkuje méně oxidu uhličitého a skleníkových plynů než produkuje klasický benzín⁸⁷. Vznětový letadlový motor má navíc nižší spotřebu paliva. Přestože se jedná o kontroverzní a diskutované

⁸⁷ Srov. GONÇALVES, André. Diesel or Petrol Engines: Which Pollutes More? A Complex Question. *youmatter* [online]. ©2019 [cit. 2022-05-06]. Dostupné z: <https://youmatter.world/en/diesel-or-petrol-what-pollutes-more/>

téma, pístové spalovací motory mají z ekologického hlediska jistou budoucnost, a to také díky novým technologiím výroby syntetických paliv. Lze předpokládat, že vznětové letadlové motory budou v případě zavedení syntetických paliv vhodnější volbou nežli motory zážehové, což by znamenalo přísun financí potřebný k jejich dalšímu vývoji.

4.1 Syntetická paliva

Palivo e-Fuel je syntetické palivo, kterým lze nahradit paliva Jet-A, motorovou naftu, popřípadě i benzín. Na projektu Norsk e-Fuel pracuje společnost Sunfire s cílem nahradit fosilní paliva v letectví palivem syntetickým. Jedná se o plně obnovitelné palivo tvořené pomocí tří hlavních ingrediencí, kterými jsou elektřina, voda a oxid uhličitý. Produkce paliva e-Fuel spočívá v technologii zvané Power-to-Liquid (PtL), tj. energie do kapaliny. Tato technologie využívá ko-elektrolýzy založené na SOEC⁸⁸ k vytvoření oxidu uhelnatého (CO) a vodíku (H₂) z vody (H₂O) a oxidu uhličitého (CO₂) a Fischer-Tropschovy⁸⁹ syntézy k vytvoření surového paliva a rafinerií k úpravě na palivo e-Fuel. Způsob získávání oxidu uhličitého je založen na jeho odebírání z atmosféry prostřednictvím technologie přímého zachycení vzduchu od firmy Climeworks.⁹⁰

Projekt byl započat v červnu roku 2020 a od té doby získal finanční podporu od několika sponzorů, z nichž nejvýznamnějším pro letecký průmysl je společnost Lux-Airport, která řídí letiště v zemi Luxembourg. Společnost Sunfire oznámila v únoru letošního roku místo určené pro výstavbu první světové továrny na palivo e-Fuel lokalizované v průmyslové zóně města Mosjøen v Norsku. Plánovaný začátek stavby je roku 2023 a dokončení dohromady se začátkem výroby je předpokládáno již v roce 2024. Plánovaná produkce paliva je v prvních dvou letech 12,5 milionu litrů a od roku 2026 až 25 milionů litrů. Podle plánů této firmy je plánovaná stavba další továrny s kapacitou až 100 milionů litrů ročně, s dokončením stavby před rokem 2029.⁹¹

⁸⁸ SOEC, z anglického Solid oxide electrolyzer cell, česky elektrolyzér s pevným oxidem je palivový článek sloužící k výrobě vodíku a kyslíku elektrolýzou

⁸⁹Fischer Trops syntéza je metoda pro výrobu syntetické ropy

⁹⁰ Srov. About us. Our Story. *norsk e-fuel* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: <https://www.norsk-e-fuel.com/about-us?hsCtaTracking=416caa6e-0baf-4043-90ba-6d6d1a3cbbac%7Cc18e0fb2-4cae-47d9-a4e9-33e484004f78>

⁹¹ Srov. About us. Norsk e-Fuel Milestones. *norsk e-fuel* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: <https://www.norsk-e-fuel.com/about-us?hsCtaTracking=416caa6e-0baf-4043-90ba-6d6d1a3cbbac%7Cc18e0fb2-4cae-47d9-a4e9-33e484004f78>

Vývoji této technologie se již od roku 2016 věnuje také firma HIF (Highly Innovative Fuels). Podobně jako firma Sunfire, i HIF zahájila přípravu pro konstrukci továrny Haru Oni na syntetická paliva v místě svého vzniku v Chile.⁹² Významnými sponzory této společnosti jsou německé firmy vedené koncernem Volkswagen a firmou Porsche, která letošního roku do projektu investovala 75 milionů USD.⁹³

Technologie výroby syntetických paliv vyžaduje velké dodávky elektrické energie. Zmíněné společnosti propagují její získávání prostřednictvím větrných či solárních elektráren. Právě z tohoto důvodu je výstavba obou oznámených továren plánovaná v místech se silným přírodním větrem. Nevýhodou těchto elektráren je však výrazná fluktuace v přívodu elektrické energie, závislá na okamžitých místních klimatických podmínkách. Energie vytvořená tímto způsobem, vyžaduje pro ustálení síťové frekvence odpovídající zařízení, což se významně projevuje nejen na ceně energie, ale také na konstrukci celého systému. V případě použití pouze větrné energie by tak bylo třeba dvakrát větší množství elektrolytu než při použití stacionární dodávky energie, k výrobě stejného množství syntetického paliva.⁹⁴ Mnohem vhodnější by tak bylo využití v celkovém měřítku srovnatelně čisté jaderné energie.

Syntetická paliva by v budoucnu mohla částečně a později i kompletně nahradit paliva fosilní. Nejvýznamnější výhodou syntetických paliv vyráběných metodou PtL je jejich aplikovatelnost jako pohonná hmota v již existujících motorech. Tuto výhodu nesdílejí jiné metody založené například na využití vodíku, které vyžadují fundamentální změny v technologii motorů. Z tohoto důvodu je možné očekávat rostoucí zájem o syntetická paliva a vývoj technologií využívaných k jejich výrobě. Soudobá účinnost technologie PtL je přibližně 43,3 % a účinnost uhlíkové konverze činí přibližně 73,7 %. Jako vedlejší produkt výroby je také vyprodukováno množství tepla ve formě vodních par. Jednou z myšlenek zvýšení celkové účinnosti výroby je využití vyprodukovaného tepla (vodních par) například použitím lopatkového generátoru.

⁹² Srov. Our History. *Highly Innovative Fuels* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: <https://www.hifglobal.com/about-us>

⁹³ Srov. BLANCO, Sebastian. Synthetic eFuels Are Coming as Porsche Invests \$75 Million in Maker of the Carbon-Neutral Product. *Car and Driver* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: <https://www.caranddriver.com/news/a39643783/porsche-carbon-neutral-e-fuel/>

⁹⁴ Srov. KÖNIG, D., BAUCKS, N., DIETRICH, R., WÖRNER, A. Simulation nad evaluation of a process concept for generation of synthetic fuel from CO₂ and H₂. *Energy* [online]. 2015, 91. [cit. 2022-05-10]. DOI: doi.org/10.1016/j.energy.2015.08.099. Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0360544215011767?via%3Dihub>

ZÁVĚR

Práce měla za cíl sepsání uceleného a věcně správného přehledu historie vývoje letadlových vznětových motorů, popsat současný stav a nastínit reálné perspektivy jejich dalšího vývoje a možného využití. Autor, který se poprvé pustil do rešerše historických dokumentů a podkladů o současném vývoji letadlových vznětových motorů a také o vývoji alternativních paliv z obnovitelných zdrojů, musí konstatovat, že se jedná o velmi rozsáhlé téma, které by si zasloužilo hlubší studium a širší pojednání. Věří proto, že jeho práce bude přínosem především v tom, že bude motivovat čtenáře k zájmu o historii letadlových pístových motorů, o přínosu českých, resp. československých konstruktérů k jejich vývoji a k úvahám nad budoucností pístových motorů vůbec.

Z historických dokumentů vyplynulo, že základním motivem ke konstrukci letadlového vznětového motoru byla především jeho vyšší účinnost přeměny chemicky vázané energie v palivu na mechanickou energii, přičemž i otázka spolehlivosti a použití méně vznětlivého paliva hrála důležitou roli. Největší invenci konstruktérů vyžadoval požadavek na radikální snížení hmotnosti motorů a optimalizaci jejich konstrukce pro dosažení co největší spolehlivosti a co nejnižší spotřeby při zachování požadovaných vlastností. Další vývoj byl za nedlouho přerušen, protože civilní i vojenské letectvo směřovalo k využívání lopatkových pohonných jednotek a letectvo všeobecné nemohlo být, i z ekonomických důvodů, středem zájmu konstruktérů a výrobců motorů. Přesto mnoho z vývojových prací bylo přínosem pro další vývoj vznětových motorů v automobilovém průmyslu.

Současná doba pístovým spalovacím motorům, zvláště pak těm vznětovým, příliš nepřeje, přesto však všeobecné letectví a část bezpilotních prostředků zůstává na spalovacích motorech závislá. Oproti alternativním pohonným jednotkám, které omezuje disponibilní množství energie na palubě letounu, se jeví možnost využití tekutého uhlovodíkového paliva, vyrobeného z obnovitelných zdrojů, jako velmi perspektivní, neboť bez větších úprav umožní využití stávající techniky pro pohon letadel a automobilů a umožní také využití stávající struktury zásobování palivem. Výroba paliv z alternativních zdrojů je také velkým přínosem pro životní prostředí, neboť vstupními surovinami jsou také volný oxid uhličitý a odpadní plasty. Otázka energetických vstupů při výrobě syntetických paliv je řešitelná z obnovitelných zdrojů a otázka nákladů na výrobu má své řešení v účinné technologii a v masové výrobě. Samostatnou otázkou je

zdanění uhlovodíkových paliv a podpora vývoje a výroby paliv syntetických, tou se však autor nezabýval.

Současný trend ve vývoji letadlových vznětových motorů je hledání maximální technologické a materiálové podpory automobilového průmyslu, neboť automobilový průmysl poskytuje s ohledem na masovou výrobu vznětových motorů a jejich ověření v provozu dosud nebývalou bezpečnost a efektivitu výroby. Širší dostupnost syntetických paliv jistě dá možnost využívání spalovacích motorů i v budoucnosti.

Autor prosí laskavého čtenáře, aby mu prominul případné nedostatky této práce s tím, že věří, že přečtením této práce bude čtenář motivován k hlubšímu studiu celé problematiky, a to včetně historie vývoje leteckých pohonných jednotek.

Seznam použité literatury

ADAMEC, J. *Pohonná jednotka (021 03)*: [učební texty dle předpisu JAR-FCL 1]. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN: 80-720-4477-X

ADAMEC, Josef a Jindřich KOCÁB. *Letadlové motory*. Praha: Corona spol. s r. o., 2008. 175. ISBN: 978-80-86116-54-9.

DANĚK, V.: *Projektování letadel*, Brno: Vysoké učení Technické, 1991.

Jeppesen. *EASA ATPL Training: Powerplant*. Neu-Isenburg: Jeppesen GmbH., 2015. ISBN: 9780884875994

OLŠANSKÝ, Milan. *Život a dílo vynálezce Rudolfa Diesela*. Brno: MiO Publicity, s. r. o., 2012. 51. ISBN: 978-80-260-4579-3.

TRNKA, Jaroslav a Jaroslav URBAN. *Spaľovacie motory*. Bratislava: Alfa. Dopravná literatúra, 1992. 563. ISBN: 80-05-01081-8.

WILKINSON, Paul, H. *Diesel Aviation Engines*. New York: National Aeronautics Council, Inc., 1942. 92.

WILSON, Charles, H. a William, J. READER. *Men and Machines: A History of D. Napier & Son, Engineers, Ltd. 1808-1958*. London: Weldenfeld and Nicolson, 1958. 187.

Seznam použitých internetových zdrojů

About us. Norsk e-Fuel Milestones. *norsk e-fuel* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: <https://www.norsk-e-fuel.com/about-us?hsCtaTracking=416caa6e-0baf-4043-90ba-6d6d1a3cbbac%7Cc18e0fb2-4cae-47d9-a4e9-33e484004f78>

About us. Our Story. *norsk e-fuel* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: <https://www.norsk-e-fuel.com/about-us?hsCtaTracking=416caa6e-0baf-4043-90ba-6d6d1a3cbbac%7Cc18e0fb2-4cae-47d9-a4e9-33e484004f78>

Aircraft Diesel Manufacturers. *Experimental Aircraft Info* [online]. ©2006-2022 [cit. 2022-05-02]. Dostupné z: <https://www.experimentalaircraft.info/homebuilt-aircraft/aircraft-diesel-manufacturers.php>

BLANCO, Sebastian. Synthetic eFuels Are Coming as Porsche Invests \$75 Million in Maker of the Carbon-Neutral Product. *Car and Driver* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-08]. Dostupné z: <https://www.caranddriver.com/news/a39643783/porsche-carbon-neutral-e-fuel/>

Certified Jet-A Engines. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03]. Dostupné z: <https://www.continental.aero/diesel/diesel-engines.aspx>

Continental CD-135 Jet-A Engine. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03].
Dostupné z: <https://www.continental.aero/diesel/engines/cd135.aspx>

Continental CD-155 Jet-A Engine. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03].
Dostupné z: <https://www.continental.aero/diesel/engines/cd155.aspx>

Continental CD-170 Jet-A Engine. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03].
Dostupné z: https://www.continental.aero/Continental_CD-170_Jet-A_Engine/

Continental CD-300 Jet-A Engine. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03]. Dostupné z:
<https://www.continental.aero/diesel/engines/cd300.aspx>

GONÇALVES, André. Diesel or Petrol Engines: Which Pollutes More? A Complex Question. *youmatter* [online]. ©2019 [cit. 2022-05-06]. Dostupné z:
<https://youmatter.world/en/diesel-or-petrol-what-pollutes-more/>

JÄÄSKELÄINEN, Hannu. Early History of the Diesel Engine. *DieselNet.cz* [online]. ©2019 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: https://dieselnet.com/tech/diesel_history.php

KÖNIG, D., BAUCKS, N., DIETRICH, R., WÖRNER, A. Simulation nad evaluation of a process concept for generation of synthetic fuel from CO₂ and H₂. *Energy* [online]. 2015, 91. [cit. 2022-05-10]. DOI: doi.org/10.1016/j.energy.2015.08.099.
Dostupné z: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0360544215011767?via%3Dihub>

LEONHARD, Rolf a Johann WARGA. 2000 bar Diesel Common Rail by Bosch for passenger cars. *MTZ worldwide* [online]. 2008, 69 (1). [cit. 2022-04-19]. DOI:10.1007/BF03226917.
Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/257279646_2000_bar_Diesel_Common_Rail_by_Bosch_for_passenger_cars

MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-20]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>

MICHELL. Ventilové rozvody. *ProMistry.cz* [online]. ©2022 [cit.2022-04-16].
Dostupné z: <https://www.promistry.cz/blog/ventilove-rozvody/>

OLŠANSKÝ, Milan. Historie – Rychlé střely ze Zbrojovky. *Fernfahrer Trucker Magazin* [online]. ©2018 [cit. 2022-4-27].

Dostupné z: https://www.trucker.cz/rubriky/historie/historie-rychle-strely-ze-zbrojovky_46281.html

OLŠANSKÝ, Milan. Letecké motory ze zbrojovky – vzdušné intermezzo – druhý díl. *Fernfahrer Trucker Magazin* [online]. ©2018 [cit. 2022-4-27]. Dostupné z:

https://www.trucker.cz/rubriky/historie/letecke-motory-ze-zbrojovky-vzdusne-intermezzo-druhy-dil_46768.html

OLŠANSKÝ, Milan. Letecké motory ze zbrojovky – vzdušné intermezzo – třetí díl. *Fernfahrer Trucker Magazin* [online]. ©2019 [cit. 2022-4-27]. Dostupné z:

https://www.trucker.cz/rubriky/historie/letecke-motory-ze-zbrojovky-vzdusne-intermezzo-treti-dil_46853.html

Our History. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03].

Dostupné z: <https://www.continental.aero/company/history.aspx>

Our History. *Highly Innovative Fuels* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-08]. Dostupné z:

<https://www.hifglobal.com/about-us>

PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z:

<https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>

SAMMONS, Herbert a Ernest CHATTERTON. Napier Nomad Aircraft Diesel Engine. *SAE Transactions* [online]. 1955, 63, 107-131. [cit. 2022-05-15].

Dostupné z: <https://www.jstor.org/stable/44468553>

SWOPES, Bryan, R. 14 February 1932. *ThisDayinAviation.cz* [online]. ©2021 [cit. 2022-05-22]. Dostupné z: <https://www.thisdayinaviation.com/14-february-1932/>

ZOELLER, Horst. Junkers Fo4 / Jumo 4 / Jumo 204. *The Hugo Junkers Homepage* [online]. ©2003 [cit. 2022-04-024]. Dostupné z: <http://hugojunkers.bplaced.net/junkers-fo4-jumo-204.html>

ZOELLER, Horst. Junkers Jumo 205. *The Hugo Junkers Homepage* [online].

©2003 [cit. 2022-04-025].

Dostupné z: <http://hugojunkers.bplaced.net/junkers-jumo-205.html>

Seznam použitých zkratek a symbolů

Zkratka	Význam anglicky	Význam
atd.		A tak dále
CO	Carbon monoxide	Oxid uhelnatý
DOHC	Double Over Head Camshaft	Dva vačkové hřídele v hlavě válce
Dr.	Doctor	doktor
e-Fuel	Synthetic fuel	Syntetické palivo
EASA	European Union Aviation Safety Agency	Agentura Evropské unie pro bezpečnost letectví
EN 590	Diesel fuel norm	Norma motorové nafty
FAA	Federal Aviation Administration	Federální letecká správa
FADEC	Full Authority Digital Electronic Controls	Digitálně řízený vznětový motor s plnou autoritou
FAI	francouzsky: Fédération Aéronautique Internationale	Mezinárodní letecká federace
H	Type of cylinder layout	Typ uspořádání válců
H ₂	Hydrogen	Vodík
H ₂ O	Water	Voda
HIF	High Innovative Fuels	Velmi inovativní paliva
I	type of cylinder layout	Typ uspořádání válců
Inc.	Incorporated	Akciová společnost
JET-A	type of aviation fuel	Typ leteckého paliva
Ltd.	Limitied	Společnost s ručením omezeným
M. A. N.	německy Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg	Továrna na stroje Augsburg-Nürnberg
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics	Federální úřad na podporu leteckého výzkumu
NASA	National Aeronautics and Space Administration	Národní úřad pro letectví a vesmír
násl.	Following	Následující
No.	Number	Číslo
Obr.	Picture	Obrázek
OHC	Over Head Camshaft	Ventily i vačkový hřídel v hlavě válce
OHV	Over Head Valves	Ventily v hlavě válce a vačkový hřídel v bloku motoru
PtL	Power-to-Liquid	Energie do kapaliny
RAF	Royal Air Force	Královské letectvo
resp.		Respektive
s.	Page, Pages	Strana, strany
s.r.o.		Společnost s ručením omezeným
SOEC	Solid oxide electrolyzer cell	Elektrolyzér s pevným oxidem

Spol.	Company	Společnost
Srov.	Comparison	Srovnání
Str.	Page	Strana
SV	Side Valve	Ventil na boku válce
tzv.		Takzvaný
USA	United States of America	Spojené státy americké
USD	United States Dollar	Americký dollar
V	Type of cylinder layout	Typ uspořádání válců
V12	12 cylinders with V layout	12 válců uspořádaných do V
W12	12 cylinders with W layout	12 válců uspořádaných do W

Značka / Jednotka

Význam

%	Procento
°	Stupeň
°C	Stupeň Celsia
Bar	Bar, jednotka tlaku
cm ³	Centimetr krychlový
ft	Stopa (feet) (1 ft = 0,3048 m)
g/kWh	Gram na kilowatt a hodinu
hod.	Hodina
hp	Horspower (1 hp = 0,7456 kW)
hPa	Hektopascal
kg	Kilogram
kg/kW	Kilogram na kilowatt výkonu motoru
ks	Koňská síla (1 ks = 1,3410 hp)
kW	Kilowatt
l	Litr
lb	Libra (1 lb = 0,4535 kg)
lb/hp	Libra na koňskou sílu
m	Metr
mm	Milimetr
MPa	Megapascal
ot·min ⁻¹	počet otáček klikového hřídele za minutu

Seznam obrázků

- Obr. 1.1: Pohled na motor Rudolfa Diesela z roku 1897
Zdroj: JÄÄSKELÄINEN, Hannu. Diesel's third test engine used in the successful 1897 acceptance test. *DieselNet.cz* [online]. ©2019 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: https://dieselnet.com/tech/diesel_history.php
- Obr. 2.1: Čelní pohled na motor Packard DR-980 z roku 1928
Zdroj: MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-20]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>
- Obr. 2.2: Létající loď Towle TA-3 s motory Packard DR-980 roku 1930
Zdroj: MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-20]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>
- Obr. 2.3: Řez motorem Packard DR-980 se sáním bez přívěry vzduchu, 1928
Zdroj: MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-20]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>
- Obr. 2.4: Hlava válce motoru Packard DR-980 s válcovou přívěrou vzduchu, 1931
Zdroj: MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-20]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>
- Obr. 2.5: Motor Packard DR-980 s přívěrou vzduchu motýlkovými ventily
Zdroj: MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-20]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>
- Obr. 2.6: Schéma motoru Packard DR-980
Zdroj: MEYER, Robert, B. The First Airplane Diesel Engine: Packard Model DR-980 of 1928. *Smithsonian Annals of Flight* [online]. 1964, 1 (2). [cit. 2022-04-20]. DOI: 10.5479/si.AnnalsFlight.2. Dostupné z: <https://doi.org/10.5479/si.AnnalsFlight.2>
- Obr. 2.7: Řez motorem Junkers Jumo 205 vystaveném v Technickém muzeu v Brně
Zdroj: Autor

- Obr. 2.8: Způsob funkce pístem odkrývaných a zakrývaných sacích a výfukových otvorů
Zdroj: WILKINSON, Paul, H. *Diesel Aviation Engines*. New York: National Aeronautics Council, Inc., 1942.
- Obr. 2.9: Boční pohled na motor Junkers Jumo 205-D
Zdroj: Junkers Jumo 205. *Alchetron.com* [online]. ©2021 [cit. 2022-05-07]. Dostupné z: [https://alchetron.com/Junkers Jumo-205#junkers-jumo-205-f0653422-37a9-4162-9eea5ede806aa6d-resize-750.jpeg](https://alchetron.com/Junkers_Jumo-205#junkers-jumo-205-f0653422-37a9-4162-9eea5ede806aa6d-resize-750.jpeg)
- Obr. 2.10: Boční pohled na motor Napier Nomad I z roku 1951
Zdroj: PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>
- Obr. 2.11: Boční pohled na prototyp motoru Napier Nomad z roku 1949
Zdroj: PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>
- Obr. 2.12: Schéma motoru Napier Nomd I
Zdroj: Zdroj: PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>
- Obr. 2.13: Schéma motoru Napier Nomad II
Zdroj: PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Upraveno autorem. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>
- Obr. 2.14: Boční pohled na motor Napier Nomad II
Zdroj: PEARCE, William. Napier Nomad Compound Aircraft Engine. *OldMachinePress.com* [online]. ©2019 [cit. 2022-04-25]. Upraveno autorem. Dostupné z: <https://oldmachinepress.com/2019/08/05/napier-nomad-compound-aircraft-engine/#comments>
- Obr. 2.15: Pohled zepředu na motor Zbrojovka ZOD-260 vystaven v Technickém muzeu v Brně
Zdroj: Autor
- Obr. 3.1: Pohled na motory Continental série CD-100
Zdroj: Certified Jet-A Engines. *Continental Aerospace Technologies* [online]. ©2022 [cit. 2022-05-03]. Dostupné z: <https://www.continental.aero/diesel/diesel-engines.aspx>