

## Heavy fuel engines

*The principle of operation and chosen examples of construction of SI engines designed to be powered with aviation fuel (Heavy Fuel Engines – HFE) have been presented in the article. Contemporary solutions of the HFE combustion system constitute the further development of a patent of an Australian company Orbital working in the field of two-stroke SI engines. Engines of this type, characterized by low weight and low value of specific fuel consumption, are used among others for the propulsion of drones (Unmanned Aerial Vehicles – UAV), where range and endurance are essential parameters. That is also a practical realization of the military logistical concept of using a "single fuel in the battlefield".*

Key words: *drones, Unmanned Aerial Vehicle, UAV, aviation kerosene, SI engine, Jet A, JP-5, JP-8, heavy fuel engines, HFE*

### Silniki ZI zasilane paliwem lotniczym

*W artykule przedstawiono zasadę działania silników z zapłonem iskrowym i wybrane przykłady konstrukcji tych silników przewidzianych do zasilania paliwem lotniczym na bazie nafty, tzw. HFE (Heavy Fuel Engines). Współczesne rozwiązania systemu spalania HFE stanowią rozwinięcie patentu znanej australijskiej firmy Orbital zajmującej się silnikami dwusuwowymi ZI. Silniki tego typu, charakteryzujące się małą masą i małą wartością jednostkowego zużycia paliwa, stosowane są między innymi do napędu współczesnych dronów, gdzie istotnymi parametrami są zasięg i długotrwałość lotu. System ten wykorzystywany jest również do realizacji wojskowej logistycznej koncepcji stosowania jednego typu paliwa do wszystkich pojazdów.*

Słowa kluczowe: *drony, nafta lotnicza, Jet A, JP-5, JP-8, silnik ZI*

### 1. Introduction

The development of small Unmanned Aerial Vehicles (UAVs, drones) caused the demand for lightweight, efficient and reliable engines that burn "heavy fuel" i.e. kerosene-based fuel like JP-5, JP-8 or Jet-A1. The reason is working towards the Army's "single fuel in the battlefield" concept. That idea born with logistics and safety in mind is not new but nowadays the technical conditions allow for a practical application of such solution. The name Heavy Fuel Engines (HFE) currently refers to the spark ignited (SI) engines designed to be fuelled with aviation fuel, mainly of the JP-8 or Jet-A1 type. Usually HF engines are multi-fuel units working with a wide range of fuels ranging from petrol to Jet-A1 or diesel. The choice of two-stroke SI engines as the propulsion source of small UAVs is caused by their simple construction and low weight enabling a good power to weight ratio which is essential in aviation. Unfortunately, application of the HF combustion system to above mentioned engines leads to a much more complicated design. The fuel unification concept is, however the most important issue from the perspective of the military.

Combustion systems of HF engines are generally based on the Australian firm Orbital's patent which has been in development for many years and is known nowadays as the Air Assisted Direct Injection (AADI). Orbital works mostly on combustion systems for two-stroke engines but recently they began working on four-stroke engines as well.

The specialized engines for propulsion of drones (UAVs) are usually manufactured by companies that have experience in aircraft model-making or recreational aviation and are well known to modellers or experimental aviation enthusiasts.

### 1. Wstęp

Rozwój małych bezzałogowych pojazdów powietrznych (dronów) spowodował zapotrzebowanie na lekkie, sprawne i niezawodne silniki zasilane „ciężkim paliwem” (*Heavy Fuel*), tzn. paliwem na bazie nafty lotniczej, takim jak: JP-5, JP-8 lub Jet-A1. Powodem jest dążenie do realizacji koncepcji „jednego paliwa na polu walki”. Idea ta, związana z logistyką i bezpieczeństwem, nie jest nowa, ale obecny stan techniki umożliwia jej praktyczne zastosowanie. Nazwa *Heavy Fuel Engines* (HFE) dotyczy współcześnie silników z zapłonem iskrowym (ZI), przeznaczonych do zasilania paliwem lotniczym, głównie JP-8 lub Jet-A1. Na ogół silniki HF są jednostkami wielopaliwowymi, umożliwiającymi pracę przy zasilaniu różnymi typami paliwa w zakresie od benzyny do paliwa lotniczego Jet-A1 lub oleju napędowego. Wybór silników z zapłonem iskrowym jako źródła napędu małych dronów wynika z prostej konstrukcji tych silników i zapewnia korzystny stosunek mocy do masy, co ma zasadnicze znaczenie w lotnictwie. Niestety, zastosowanie systemu spalania HF do wspomnianych silników prowadzi do komplikacji ich konstrukcji. Idea unifikacji paliwa jest jednak dla wojska sprawą najważniejszą.

Systemy spalania silników HF są oparte na patencie australijskiej firmy Orbital. System ten jest rozwijany od wielu lat, a obecnie znany jest pod nazwą *Air Assisted Direct Injection* (AADI), tzn. pneumatyczny wtrysk bezpośredni. Firma Orbital pracuje zasadniczo nad systemem zasilania przewidzianym do silników dwusuwowych, ale ostatnio również silników czterosuwowych.

Silniki specjalizowane do napędu dronów są wykonywane zwykle przez firmy mające doświadczenie w produkcji modeli

The principle of operation of HFE combustion system and chosen examples of its application as engines for propulsion of small drones are presented below.

## 2. Orbital's Air Assisted Direct Fuel Injection (AADI)

Orbital developed and patented the two-stroke and recently also four-stroke AADI engines combustion systems. This technology is used for example in the outboard engines by the Orbital's licence holders, such as Mercury Marine, Tohatsu or Aprilia. There are also known applications of that patent in water or snow scooters. In these cases AADI applications are all done exclusively as gasoline two-stroke engines. Orbital, however, applied that system to the family of their own FlexDI engines that enable the burning of different fuels including aviation kerosene-based fuel, LPG or CNG.

The schematic diagram of AADI system is presented in Fig. 1. There are two main circuits in that system: fuel supply and air supply. Fuel is pumped from a tank by a pump providing the pressure of about 6 bar. The air compressed to a similar value of 6 bar is delivered by a mechanically driven piston compressor. Both mediums meet in the air-fuel injector unit, which is the essential part of the system. The entire device together with the ignition system is controlled electronically through the use of ECU. The cross section of Orbital Air Assisted Direct Fuel Injector of I generation is shown in Fig. 2.

A conventional fuel injector taken from a petrol MPI system is used to measure precisely the pre-defined dose of fuel into the interface chamber before the direct injector. The interface chamber links the compressed fuel circuit and the compressed air circuit. A mixture of air and fuel is then injected directly into the combustion chamber with use of a direct injector. This injector, presented in Fig. 3, is described by patent authors as a charge injector [2, 3].

The injected air-fuel mixture ignites from the spark afterwards providing possibility of stratified charge combustion [4]. A schematic of the injection process is presented in Fig. 4.

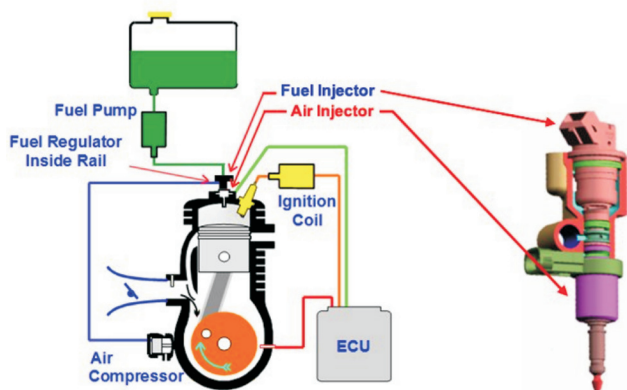


Fig. 1. Schematic diagram of Air Assisted Direct Injection (AADI) system [1]

Rys. 1. Schemat pneumatycznego systemu bezpośredniego wtrysku paliwa (AADI) [1]

latających lub w lotnictwie rekreacyjnym, dobrze znanym entuzjastom modelarstwa i lotnictwa eksperymentalnego.

Poniżej przedstawiono zasadę działania systemu HFE i wybrane przykłady zastosowania tego rozwiązania do silników napędzających współczesne małe drony.

## 2. Pneumatyczny bezpośredni wtrysk paliwa (AADI) firmy Orbital

Firma Orbital opracowała i opatentowała system pneumatycznego bezpośredniego wtrysku paliwa przewidziany do silników dwusuwowych i ostatnio również czterosuwowych. Rozwiązanie to wykorzystywane jest między innymi w silnikach zaburtowych przez licencjohioborców, takich jak: Merkury Marine, Tohatsu lub Aprilia. Znane są również aplikacje tego patentu w wodnych i śnieżnych skuterach. W powyższych przypadkach wszystkie aplikacje systemu AADI dotyczą wyłącznie silników dwusuwowych z zapłonem iskrowym. Firma Orbital zastosowała jednak system AADI również do opracowanej przez siebie rodziny silników FlexDI, pracujących przy zasilaniu różnymi paliwami, włączając naftę lotniczą, LPG lub CNG.

Schemat pneumatycznego systemu bezpośredniego wtrysku paliwa AADI przedstawiono na rysunku 1. System składa się z dwóch głównych obwodów: zasilania paliwem i zasilania powietrzem. Paliwo jest podawane ze zbiornika przez pompę zapewniającą ciśnienie około 6 bar. Powietrze sprężane do wartości około 6 bar jest dostarczane przez mechanicznie napędzaną tłokową sprężarkę. Oba media spotykają się w paliwowo-powietrznym wtryskiwaczu, który jest zasadniczym elementem systemu. Całe urządzenie wraz z układem zapłonowym jest sterowane elektronicznie (ECU). Przekrój wtryskiwacza I generacji systemu AADI pokazano na rysunku 2.

W celu precyzyjnego odmierzania określonej dawki paliwa do komory wstępnej przed wtryskiwaczem bezpośrednim, zastosowano konwencjonalny wtryskiwacz pochodzący z układu wielopunktowego wtrysku benzyny MPI.

Komora wstępna łączy obwody sprężonego paliwa i sprężonego powietrza. Mieszanka paliwowo-powietrzna jest następnie wtryskiwana do komory spalania za pomocą wtryskiwacza bezpośredniego. Zespół wtryskiwacza przedstawiony na rysunku 3 jest określony przez autorów patentu jako „charge injector” [2, 3].

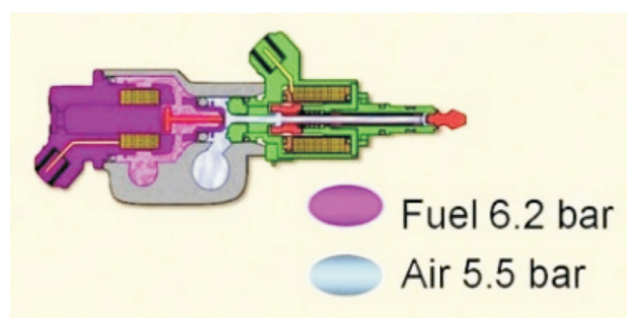


Fig. 2. Orbital I generation Air Assisted Direct Fuel Injector – cross section [2]

Rys. 2. Przekrój wtryskiwacza I generacji systemu AADI [2]

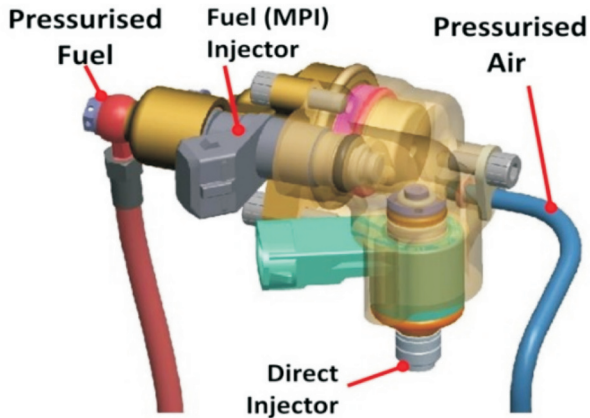


Fig. 3. Contemporary air-fuel mixture injector unit of AADI system [3]  
 Rys. 3. Współczesny zespół wtryskiwacza systemu bezpośredniego wtrysku paliwa AADI [3]

AADI system enables the fuel to atomize perfectly preparing it for the combustion process. This air-assist injection atomizes the heavy fuel droplets down to 5–7 micron SMD, which is the atomization characteristics comparable to that of the gasoline spray and can allow for the combustion of both kinds of fuels in SI engines equipped with the AADI system. The air pressure of the injection system is usually about 0.5 to 0.65 MPa. The fuel pressure is controlled with the use of a pressure regulator and measured relative to the air pressure, maintaining a constant pressure difference between 0.1 to 0.25 MPa.

The droplet size for a diesel fuel spray equals 6.8 micron SMD and for gasoline it equals 5.7 micron SMD [5]. The comparison of spray shape of diesel and petrol fuels obtained with use of AADI system is shown in Fig. 5.

Examples of the typical construction of the cylinder head in an engine with ADDI system are presented in Fig. 6. Mounting the air-fuel mixture injector inside the combustion

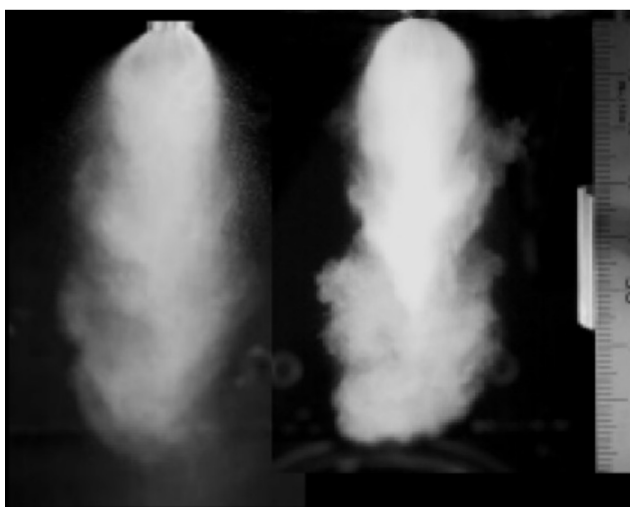


Fig. 5. Comparison of spray shape of diesel fuel (left) and petrol (right) obtained with use of AADI system [5]  
 Rys. 5. Porównanie kształtu strugi rozpylonego oleju napędowego (po lewej) i benzyny (po prawej) uzyskanego przy zastosowaniu systemu AADI [5]

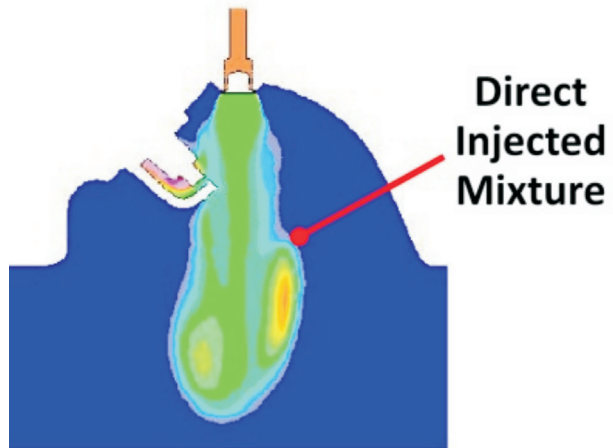


Fig. 4. Scheme of air-fuel mixture injection process implemented by AADI system [4]  
 Rys. 4. Schemat wtrysku mieszanki paliwowo-powietrznej realizowanego przez system AADI [4]

Wtrysnięta mieszanka paliwowo-powietrzna zapala się potem od iskry, zapewniając spalanie uwarstwione [4]. Schemat procesu wtrysku przedstawiono na rysunku 4.

System AADI umożliwia doskonale rozdrobnienie paliwa, przygotowując go do procesu spalania. Przedstawiony układ pneumatycznego wtrysku doskonale atomizuje krople ciężkiego paliwa do średnicy ok. 5–7  $\mu$  SMD, co jest wynikiem porównywalnym z charakterystyką rozpylenia benzyny silnikowej i skutkuje możliwością dobrego spalania obu paliw w silnikach ZI, wyposażonych w system AADI. Ciśnienie powietrza w układzie wtryskowym jest utrzymywane na poziomie około 0,5 do 0,65 MPa. Ciśnienie paliwa jest sterowane, w odniesieniu do ciśnienia powietrza, za pomocą regulatora, przy zachowaniu stałej różnicy w granicach od 0,1 do 0,25 MPa.

Średnica kropeł oleju napędowego wynosi 6,8  $\mu$  SMD, a dla benzyny 5,7  $\mu$  SMD [5]. Porównanie kształtu roz-

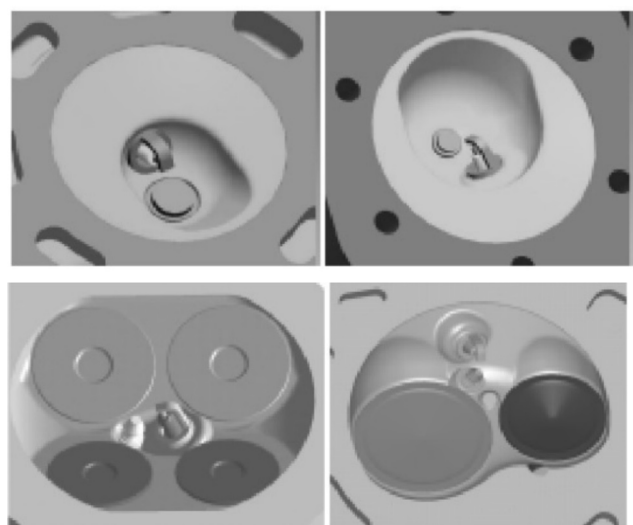


Fig. 6. Examples of a typical construction of the cylinder head in an engine with ADDI system: 2-stroke (top), 4-stroke (bottom) [5]  
 Rys. 6. Przykłady typowej konstrukcji głowicy silnika z systemem AADI: 2-suwowego (u góry), 4-suwowego (u dołu) [5]

chamber (cylinder head) is made possible due to the "compact" design of that injector. Even in four-stroke engines fitted with two and four valves there is usually enough space to place the direct injector [5].

The example of a practical realisation of AADI system in one of Orbital's FlexDI two-cylinder, two-stroke HF engine is presented in Fig. 7.

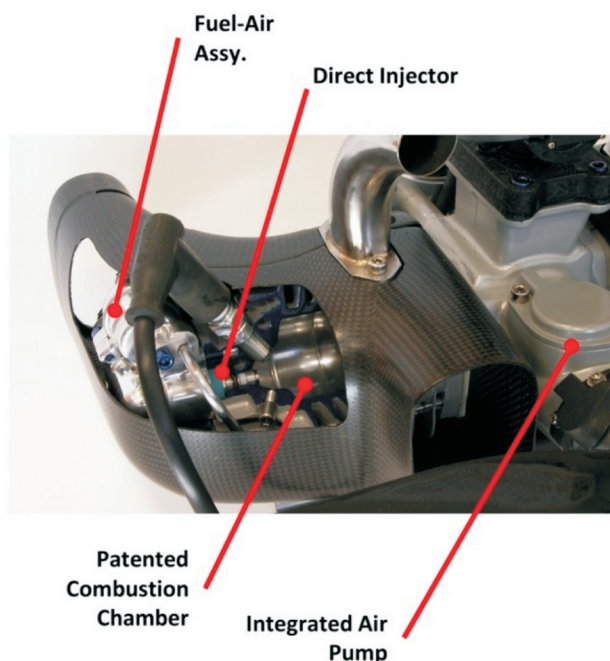


Fig. 7. AADI system components of Orbital FlexDI family engine [6]

Rys. 7. Elementy systemu AADI typoszeregu silników FlexDI firmy Orbital [6]

### 3. Sonex two-stroke HFE technology

The American firm Sonex Research Inc. developed its own heavy fuel engine (HFE) technology and applied it to the conversion of single and multi-cylinder, lightweight, gasoline engines for the use of heavy fuels. This technical solution leads to similar results of air-fuel mixing as in Orbital's AADI system, but obtained in a thermo-chemical way.

Designed and patented Sonex Combustion System (SCS) is applied among others to engines propelling the Scan Eagle UAV being in service for the U.S. Navy and the Australian Army.

Sonex Combustion System (SCS) together with the also patented Cold Start System (CSS) provide the converted engines with reliable ignition and stable work, when fed with heavy fuel (JP-5, JP-8, Jet-A1 or diesel). CSS consists of a heated fuel vaporizer and a combustion chamber insert performing the role of a control module.

The conversion of an SCS petrol engine fed with heavy fuel maintains the original factory made systems, that is: intake and exhaust systems, fuel injection (or carburettor) system and spark ignition system. The lubrication principle also remains the same – through a lubricant additive to all fuels. No modifications are made to the moving parts, in-

cluding the oil pump and the fuel injection system (AADI) shown in Fig. 5.

Examples of typical construction of the cylinder head of the AADI engine are shown in Fig. 6. The possibility of building the fuel injector in the combustion chamber is achieved thanks to its small dimensions. Even for four-stroke engines, equipped with two or four valves, it is usually sufficient space to accommodate the fuel injector [5].

An example of the practical implementation of the AADI system in a two-cylinder, two-stroke engine of the FlexDI family by Orbital is shown in Fig. 7.

### 3. Dwusuwowy silnik HFE firmy Sonex

American (USA) firm Sonex Research Inc. developed its own HFE system and applied it to the adaptation of light single-cylinder and multi-cylinder ZI engines for the use of heavy fuels. This technical solution leads to similar results of air-fuel mixing as in the AADI system of Orbital, but obtained in a thermo-chemical way.

Developed and patented *Sonex Combustion System* (SCS) – Sonex Combustion System is used among others in engines propelling the Scan Eagle UAV being in service for the U.S. Navy and the Australian Army.

The Sonex Combustion System (SCS) together with the also patented Cold Start System (CSS) enables the adapted engine to start reliably and work perfectly when fed with heavy fuel of the JP-5, JP-8 or kerosene type. The CSS system consists of a heated fuel vaporizer and a combustion chamber insert performing the role of a control module.

Adaptation of the SCS ZI engine for the use of heavy fuel HFE leaves the original systems of the manufacturer, i.e. the intake and exhaust systems, the fuel injection system (or carburetor) and the lubrication system. The same is the way of lubrication – the addition of the lubricant to the fuel. No modifications are made to the moving parts, including the piston, which ensures the original compression ratio. After the correction of the piston ring, the ZI engines adapted for the use of heavy fuel HFE work without knocking and visible smoke.

The elements of the Sonex SCS combustion system are shown in Fig. 8 [7]. The system consists of the cylinder head with the combustion chamber insert („combustion ring”) containing the patented SCS solution and the preheating-starting system with the glow plug. The preheating system with the combustion chamber insert (with the patented micropores) enables the control of the fuel evaporation at the end of the compression stroke in such a way that the heavy fuel evaporates near the glow plug. This ensures the perfect preparation and then the combustion of the air-fuel mixture.

An example of the SCS combustion system applied to the HFE 3W240 engine is shown in Fig. 9, where the combustion chamber insert is visible – R.



Fig. 8. SCS two-stroke HFE system components: combustion chamber insert (left), cylinder head with glow plug heater (middle), original factory made cylinder body (right) [7]

Rys. 8. Elementy systemu spalania Sonex dwusuwowego silnika HF: wkładka komory spalania (po lewej), głowica silnika ze świecą żarową (w środku), cylinder silnika (po prawej) [7]

cluding the piston which results in maintaining the original SI engine compression ratio. SI engines converted to HF feeding operate with knock-free combustion after ignition timing adjustment, producing no visible smoke.

The Sonex Combustion System components are presented in Fig. 8 [7]. The SCS consists of a cylinder head with combustion chamber insert (“combustion ring”) containing the proprietary SCS technology and a heating-ignition system with a glow plug. The heater together with the combustion chamber insert (with patented micro-chambers) enables the control of fuel vaporization at the end of the compression stroke in such a way that a portion of the heavy fuel is vaporized in the vicinity of the spark plug. This results in excellent preparation and combustion of the air-fuel mixture.

The example of SCS applied to 3W240 HF engine is shown also in Fig. 9 where the combustion chamber ring insert (R) is visible.

#### 4. Examples of HFE technology application

##### 4.1. Orbital UAV FlexDI

The example of Orbital two-stroke HF engines is presented in Fig. 10. That is the representative of FlexDI 2-stroke boxer UAV engines family fitted with the AADI system. The general specifications of these engines are shown in Table 1.

Table 1. Orbital FlexDI 2-stroke UAV engines family specifications [6]

Tabela 1. Specyfikacja rodziny dwusuwowych silników Orbital FlexDI przeznaczonych do napędu dronów [6]

Configuration/układ	Single cylinder/ jeden cylinder	2-cylinder boxer/ 2-cylindrowy boxer
Cooling system/system chłodzenia	air/powietrzne	air/powietrzne
Capacity range/objętość skokowa	35–85 cm <sup>3</sup>	70–500 cm <sup>3</sup>
Power range/zakres mocy	1.8–3.7 kW	3.3–23 kW
Specific performance/moc jednostkowa	0.62–0.92 kW/kg	0.60–1.61 kW/kg
SFC at cruise/jednostkowe zużycie paliwa podczas lotu	330–310 g/kWh	340–300 g/kWh
TBO/resurs	250–500 h	300–500 h

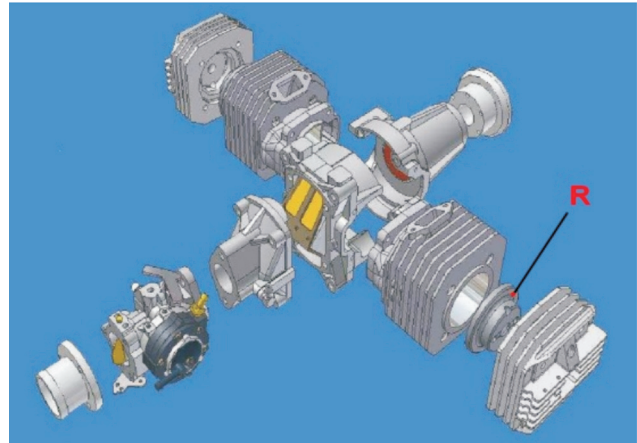


Fig. 9. SCS 3W240 HFE Assembly; R – combustion chamber ring insert [8]

Rys. 9. Elementy układu SCS silnika 3W240 HFE; R – pierścieniowa wkładka komory spalania [8]

#### 4. Przykłady zastosowania techniki HFE

##### 4.1. Silniki FlexDI firmy Orbital do napędu dronów (UAV)

Przykład dwusuwowego silnika HF firmy Orbital przedstawiono na rysunku 10. Jest to reprezentant rodziny silników boxer FlexDI wyposażonych w system bezpośredniego pneumatycznego wtrysku paliwa AADI, przewidzianych do napędu dronów (UAV). Ogólne dane techniczne rodziny silników Orbital FlexDI przedstawiono w tabeli 1.



Fig. 10. Example of Orbital FlexDI two-stroke family engine [9]

Rys. 10. Przykład rodziny silników FlexDI firmy Orbital [9]

##### 4.2. Silniki HF firmy Hirth-Orbital

Niemiecka firma Hirth jest producentem między innymi silników typu HF do bezzałogowych pojazdów powietrznych (UAV). Firma Hirth jest licencjobiorcą systemu AADI firmy Orbital i wykorzystuje tę technologię w swoich silnikach. Dystrybutor lotniczych silników Hirth w USA RecPower wspólnie z przedstawicielem firmy Orbital na rynku amerykańskim są dostawcami silników do napędu dronu Bat UAV produkowanego przez firmę Northrop Grumman.

#### 4.2. Hirth-Orbital HF engines

The German firm Hirth is a manufacturer of HF engines for UAVs. Hirth is the licensee of Orbital's Air Assisted Direct Fuel Injection (AADI) and uses this technology in its new engines. The U.S. distributor for Hirth aircraft engines RecPower together with Orbital's U.S. representative are the suppliers of engines for propulsion of Northrop Grumman's drone Bat UAV.

The interesting solution developed by Hirth for heavy fuel engines is the use of carbon (graphite) pistons applied to S1200 HF and 3503 HF engines. These pistons have practically zero thermal expansion which allows for piston-to-cylinder wall clearances of 0.01 compared with a typical 0.1 mm for aluminium pistons. The composite pistons are equipped with only two piston rings, being utilized for centring purposes only. Hirth carbon piston used in 3503 HF engine, engine 3503 HF and its data are presented in Figs 11–13 and in the Table 2.



Fig. 11. Carbon piston of Hirth S1200 HF and 3503 HF engines [10]  
Rys. 11. Grafitowy tłok silników Hirth S1200 HF oraz 3503 HF [10]

Table 2. Hirth 3503 HF engine specifications [11]

Tabela 2. Specyfikacja silnika Hirth 3503 HF zasilanego naftą lotniczą [11]

Type/typ	Two-cylinder, two-stroke/ dwucylindrowy, dwusuwowy
Displacement/objętość skokowa	625 cm <sup>3</sup>
Stroke/skok tłoka	69 mm
Bore/średnica cylindra	76 mm
Max. power/moc maksymalna	45 kW at 6500 rpm
Max. torque/moment maksymalny	67.5 Nm at 6000 rpm
Mixture formation/tworzenie mieszanki	AADI (Orbital system)
Ignition system/układ zapłonowy	CDI programmable/ CDI programowalny
Generator/prądnica	2500 W, 20 A, 12 V
Cooling/chłodzenie	Liquid cooling/cieczą
Lubrication/smarowanie	Oil injection/wtrysk oleju
Weight/masa	30 kg with exhaust and coolant/30 kg z ukl. wylot. i chłodziwem
Start device/urządzenie rozruchowe	Recoil starter/odłączalne
Direction/kierunek obrotów	Counter clockwise, view to output shaft/w lewo, patrząc od strony końcówki wału odbioru mocy
Fuel/paliwo	JP-5/JP-8/Jet-A1

Interesującym rozwiązaniem opracowanym przez firmę Hirth dla silników na paliwo ciężkie jest użycie grafitowych tłoków w silnikach S1200HF i 3503HF. Tłoki te mają prawie zerową rozszerzalność cieplną, która umożliwia zastosowanie luzu między tłokiem a cylindrem 0,01 mm w porównaniu do typowej wartości 0,1 mm dla tłoków aluminium. Kompozytowe tłoki są wyposażone jedynie w dwa pierścienie służące do centrowania w tulei. Tłok grafitowy Hirth stosowany w silniku 3503 HF oraz silnik 3503 HF przedstawiono na rysunkach 11–13 oraz w tabeli 2.



Fig. 12. Hirth 3503 HF engine with 2 kW generator for UAV application – right side view [11]

Rys. 12. Silnik Hirth 3503 HF – widok z prawej strony [11]



Fig. 13. Hirth 3503 HF engine with 2 kW generator for UAV application – left side view [10]

Rys. 13. Silnik Hirth 3503 HF z generatorem o mocy 2 kW przeznaczony do napędu dronu – widok z lewej strony [10]

Hirth S1200 HF engine is a two-stroke, two-cylinder-opposed engine, air-cooled, with air assisted direct fuel injection (AADI) system. For more precise control of the charge interchange a reed valve is applied. The engine is equipped, like the majority of engines of that type, with altitude and temperature compensation. That feature enables efficient work at an altitude above 5000 m and reliable start in temperature range of  $-40$  to  $+50$  °C.

That engine is designated for reconnaissance air vehicles and all other propeller driven UAVs. An example of the S1200HF engine application as a propulsion unit as mentioned above is the Bat STUAV (Small Tactical Unmanned Aerial Vehicle), manufactured by Northrop Grumman.

The S1200 HF engine is presented in Fig. 14, and its basic specifications are shown in Table 3.

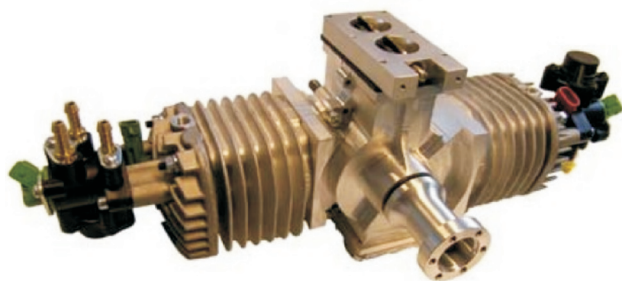


Fig. 14. Hirth S1200 HF engine with AADI system [12]

Rys. 14. Silnik Hirth S1200 HF wyposażony w układ wtrysku paliwa AADI [12]

#### 4.3. Ricardo Wolverine 3 HFE

Wolverine 3 HF engine is designed by Ricardo for lightweight UAVs. It is a 2.3 kW power, two-cylinder, two-stroke, air-cooled engine with spark ignition and direct fuel injection system developed by Ricardo. Lubrication is provided with use of oil injection. The piston geometry with a patented head shape, one-piece connecting rods with rolling-element big-end bearings and Nikasil-coated cylinder liners are the examples of advanced technology applied in that engine [14, 15].

The integrated 500 W motor-generator is adapted by Ricardo from a medical-robotics application. It provides supplemental power to the UAV and also enables the hybrid-electric aircraft to operate quietly in all-electric mode with the use of batteries charged during former flight.

The front and rear view of Wolverine 3 are presented in Figs 15 and 16. The engine was used for propulsion of Nightwind 2 UAV which is a blended-wing design with a 2-m wingspan, built by Unmanned Aerial Systems of Las Vegas [13]. The engine drives the pushing propeller directly without gear reduction at 6000 crankshaft rpm.

Basic specifications of the Wolverine 3 engine are presented in Table 4.

Silnik Hirth S1200 HF to jednostka dwusuwowa, dwucylindrowa w układzie boxer, wyposażona w bezpośredni pneumatyczny system wtrysku paliwa AADI. Dla precyzyjniejszego sterowania wymianą ładunku zastosowano zawór membranowy. Silnik jest wyposażony, jak większość silników tego typu, w kompensację wysokościową i temperaturową dawki paliwa. Urządzenie to umożliwia sprawną pracę silnika na wysokości ponad 5000 m i niezawodny rozruch w zakresie temperatury od  $-40$  to  $+50$  °C.

Silnik jest przewidziany do rozpoznawczych dronów i innych bezzałogowych pojazdów powietrznych z napędem śmigłowym. Przykładem zastosowania tego silnika jako jednostki napędowej jest wspomniany Bat STUAV (Mały Taktyczny Bezzałogowy Pojazd Powietrzny) produkowany przez firmę Northrop Grumman.

Silnik S1200 HF jest przedstawiony na rysunku 14, a jego główne dane techniczne w tabeli 3.

Table 3. Hirth S1200 HF engine specifications[12]

Tabela 3. Specyfikacja silnika Hirth S1200 HF zasilanego naftą lotniczą [12]

Type/typ	Two cylinder, two-stroke boxer/ dwucylindrowy, dwusuwowy boxer
Displacement/objętość skokowa	130 cm <sup>3</sup>
Stroke/skok tłoka	37 mm
Bore/średnica cylindra	47 mm
Max. power/moc maksymalna	10 kW at 6500 rpm
Control/sterowanie	Reed valve/zawór membranowy
Mixture formation/tworzenie mieszanki	AADI (Orbital system), altitude and temperature compensation/ AADI (Orbital system), kompensacja wysokościowa i temperaturowa
Ignition system/układ zapłonowy	CDI programmable/ CDI programowalny
Cooling/chłodzenie	Air cooling/powietrzem
Weight/masa	4.5 kg with exhaust system/ 4,5 kg z układem wylotowym
Length/długość	145 mm
Width/szerokość	240 mm
Direction/kierunek obrotów	Clockwise, view to output shaft/ w prawo, patrząc od strony końcówki wału odbioru mocy
Speed range/prędkość obrotowa	1800 – 6500 1/min
Fuel/paliwo	JP-5/JP-8/Jet-A1
Lubrication/smarowanie	Oil injection/wtrysk oleju

#### 4.3. Silnik Ricardo Wolverine 3 HF

Silnik Wolverine 3 HF został zaprojektowany przez firmę Ricardo do lekkich dronów powietrznych. Jest to silnik ZI o mocy 2,3 kW, dwucylindrowy, dwusuwowy, chłodzony powietrzem, wyposażony w układ bezpośredniego wtrysku paliwa, będący opracowaniem własnym Ricardo. Smarowanie odbywa się przez wtrysk oleju. Przykładami zaawansowanej techniki zastosowanej w tym silniku są: geometria tłoków

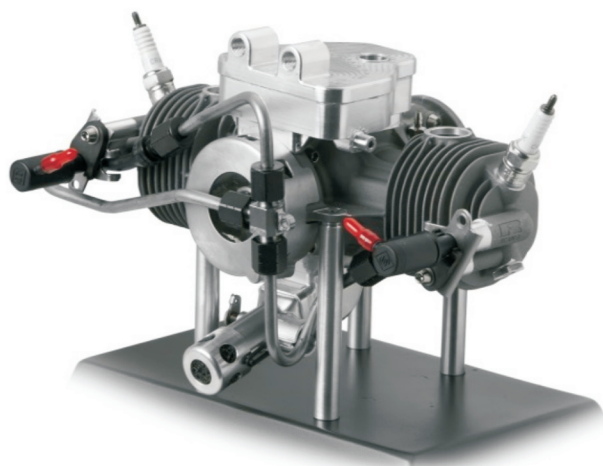


Fig. 15. Ricardo Wolverine 3 HF engine – front view [16]  
Rys. 15. Silnik Ricardo Wolverine 3 HF – widok z przodu [16]

Table 4. Specifications of the Wolverine 3 HF engine [15]  
Tabela 4. Specyfikacja silnika Wolverine 3 HF [15]

Type/typ	Two-cylinder, two-stroke/ dwucylindrowy, dwusuwowy
Cooling/chłodzenie	Air cooling/powietrzem
Power/moc	2.3 kW (3.1 HP)
Displacement/objętość skokowa	88 cm <sup>3</sup>
Max. speed/maks. prędkość obrotowa	6000 rpm
Ignition/zapłon	Spark/iskrowy
Fuel Injection/wtrysk paliwa	Direct (Ricardo system)/ bezpośredni (system Ricardo)
Starting device/urządzenie rozruchowe	Starter/Generator 500W/ prądniczo-rozrusznik 500W
Width/szerokość	267 mm
Height/wysokość	175 mm
Length/długość	193 mm

#### 4.4. XRD i Multiple Fuel Engines

XRD i company working on light-weight, fuel efficient, low emission propulsion systems, developed the Multiple Fuel Engines (MFE) where their own patented technology of air-fuel mixture building (MCDI) has been applied [18]. This system results in the similar operation abilities of engine fed with heavy fuel as AADI, hence, the name MFE is equivalent to HFE.

The spark ignited XRD i MFE can be fed with petrol or kerosene-based fuels as well as bio-diesel and ethanol.

The Mechanical Compression Direct Injection (MCDI) is the XRD i technology which provides a perfect atomization and high level of fuel charge stratification in the main combustion chamber.

The MCDI system makes use of a small compressor that is attached to each cylinder (one compressor to one cylinder) and injects the air-fuel mixture into the combustion chamber through a delivery valve. The excellent atomization of the fuel, including for low evaporation (heavy) types of fuels, enables its reliable ignition and combustion at low ambient

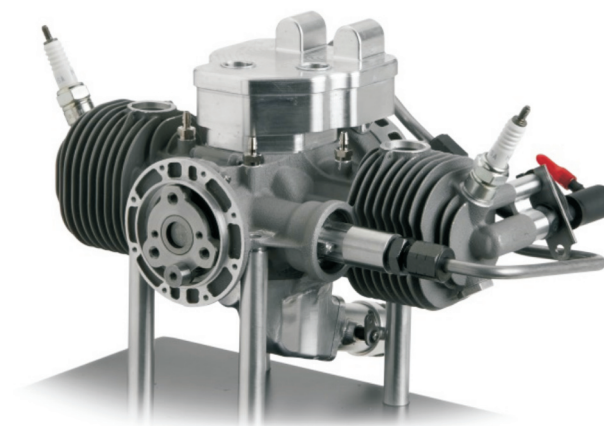


Fig. 16. Ricardo Wolverine 3 HF engine – rear view [17]  
Rys. 16. Silnik Ricardo Wolverine 3 HF – widok z tyłu [17]

z prawnie zastrzeżonym kształtem denka, niedzielone korbowody z łożyskiem tocznym w stopie oraz tuleje cylindrowe pokryte stopem Nikasil [14, 15].

Zintegrowany silnik-generator zaadaptowano z obszaru biorobotyki. Zapewnia on dodatkową energię dla dronu oraz umożliwia mu działanie w trybie wyłącznie elektrycznym z użyciem akumulatorów ładowanych podczas poprzedniego lotu.

Silnik Wolverine 3 (z przodu i z tyłu) przedstawiono na rysunkach 15 i 16. Silnik został użyty do napędu dronu Nighthind 2, który jest konstrukcją o rozpiętości 2 m, zbudowaną przez Unmanned Aerial Systems z Las Vegas [13]. Silnik napędza śmigło w układzie pchającym bez użycia reduktora, z prędkością obrotową wału korbowego 6000 1/min.

Podstawowe dane techniczne silnika Wolverine 3 przedstawiono w tabeli 4.

#### 4.4. Wielopaliwowe silniki firmy XRD i

Firma XRD i zajmująca się lekkimi, sprawnymi i nisko-emisyjnymi układami napędowymi, opracowała rodzinę silników wielopaliwowych (MFE), w których zastosowano własny patent dotyczący tworzenia mieszanki paliwowo-powietrznej po nazwą MCDI [18]. Efekt działania systemu MCDI jest podobny, pod względem możliwości pracy silnika zasilanego paliwem ciężkim, do układu AADI, stąd nazwy MFE i HFE są równoważne.

Silniki ZI MFE firmy XRD i mogą być zasilane benzyną lub paliwem na bazie ropy, a także biopaliwem (biodiesel) i etanolem.

Technologia MCDI (*Mechanical Compression Direct Injection*) zapewnia doskonałą atomizację paliwa i uwarstwienie ładunku w głównej komorze spalania.

System MCDI wykorzystuje małą sprężarkę, która jest przymocowana do każdego cylindra (jedna sprężarka na jeden cylinder) i wtryskuje mieszanke paliwowo-powietrzną do komory spalania przez zawór tłoczny. Doskonała atomizacja paliwa, włącznie z typami wysokowrzęcymi (ciężkimi), umożliwia pewny zapłon i spalanie w niskiej temperaturze otoczenia. Ponadto system MCDI tworzący uwarstwiony ładunek przy użyciu zaworu tłoczego, eliminuje zjawisko detonacji [18].





Fig. 17. XRDi 75 cm<sup>3</sup> HF engine [19]  
Rys. 17. Silnik XRDi 75 cm<sup>3</sup> HF [19]

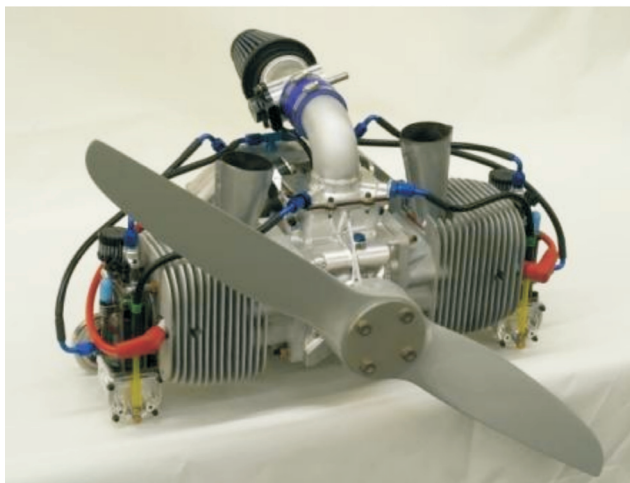


Fig. 19. XRDi 400 cm<sup>3</sup> HF engine [21]  
Rys. 19. Silnik XRDi 400 cm<sup>3</sup> HF [21]

temperature. Besides, the MCDI system making a stratified charge by use of delivery valve mechanism also eliminates the detonation phenomenon [18].

The examples of XRDi Multiple Fuel Engines are presented in Figs 17 to 20 and chosen corresponding specifications of engines in Tables 5 and 6.

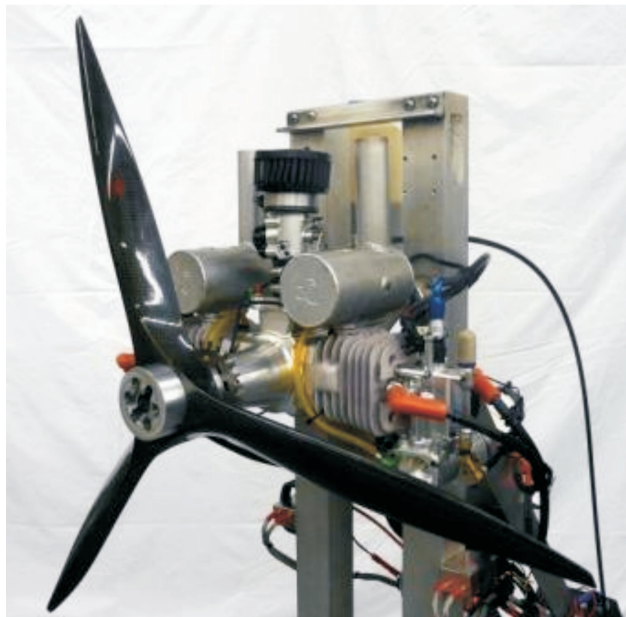


Fig. 18. XRDi 150 cm<sup>3</sup> HF engine on test stand [20]  
Rys. 18. Silnik XRDi 150 cm<sup>3</sup> HF na stanowisku badawczym [20]

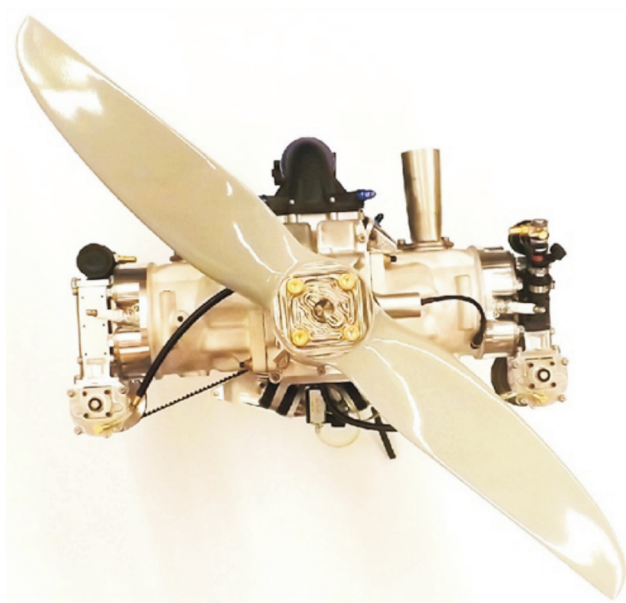


Fig. 20. XRDi 530 cm<sup>3</sup> HF engine [22]  
Rys. 20. Silnik XRDi 530 cm<sup>3</sup> HF [22]

Przykłady silników z rodziny Multiple Fuel Engines firmy XRDi przedstawiono na rysunkach 17–20, a wybrane odpowiednie specyfikacje techniczne silników podano w tabelach 5 i 6.

#### 4.5. Silnik NW-44 EFI HFE

Firma NWUAV (Northwest UAV) powstała w 2005 roku w związku z rosnącym zapotrzebowaniem na systemy napędowe i ich komponenty wymagane przez producentów bezzałogowych pojazdów powietrznych. Szczególny obszar zainteresowania firmy NWUAV stanowi obecnie rozwój silników typu HF, spełniających wspomniane wyżej wymagania wojska dotyczące „jednego paliwa na polu walki”.

Table 5. XRD<sub>i</sub> 75 cm<sup>3</sup> engine specifications [19]Tabela 5. Specyfikacja silnika XRD<sub>i</sub> 75 cm<sup>3</sup> [19]

Engine/silnik	75 cm <sup>3</sup>
Type/typ	Single cylinder/jednocylindrowy
Displacement/objętość skokowa	75 cm <sup>3</sup>
Mixture control/tworzenie mieszanki	MCDI
Bore/średnica cylindra	49 mm
Stroke/skok tłoka	40 mm
Power/moc	4.4 kW
Ignition/zapłon	Dual plug ECU controlled/ dwaświecowy, elektroniczny
Cooling/chłodzenie	Air or liquid/ powietrzem lub cieczą
Weight/masa	2.86 kg
Speed range/prędkość obrotowa	3000–7000 1/min
Fuel/paliwo	Any US military grade fuel/ dowolne stosow. przez wojsko USA
Lubrication/smarowanie	Oil injection/wtrysk oleju
Temperature range/zakres temperatury	–30 °C to + 55 °C
Expected TBO/spodziewany resurs	>150 hours/>150 h

#### 4.5. NW-44 EFI HFE engine

The NWUAV firm (Northwest UAV) was established in 2005 [23] to meet the growing demand for companies that



Fig. 21. NW-44 EFI HFE engine; basic configuration [27]

Rys. 21. Silnik NW-44 EFI HFE; wersja podstawowa [27]

Table 6. XRD<sub>i</sub> 400 cm<sup>3</sup> engine specifications [21]Tabela 6. Specyfikacja silnika XRD<sub>i</sub> 400 cm<sup>3</sup> [21]

Engine/silnik	400 cm <sup>3</sup>
Type/typ	Two-cylinder
Displacement/objętość skokowa	400 cm <sup>3</sup>
Mixture control/tworzenie mieszanki	MCDI
Bore/średnica cylindra	65.15 mm
Stroke/skok tłoka	60 mm
Power/moc	25.7 kW at 7000 rpm
Ignition/zapłon	Dual plug ECU controlled/ dwaświecowy, elektroniczny
Cooling/chłodzenie	Air or liquid/ powietrzem lub cieczą
Weight/masa	15 kg (with electronics)/ 15 kg (z układem elektronicznym)
Speed range/prędkość obrotowa	4000–8000 1/min
Fuel/paliwo	Any US military grade fuel/ dowolne stosow. przez wojsko USA
Lubrication/smarowanie	Oil injection/wtrysk oleju
Temperature range/temp. pracy	–30 °C to + 55 °C

Silnik NW-44 EFI HFE przedstawiony na rysunkach 21–23 jest produkowany całkowicie w USA, aby zapewnić w przyszłości ciągłość dostaw, co jest wymaganiem logistyki wojskowej. Silnik ten jest przeznaczony do bezałogowych pojazdów powietrznych typu HALE (*High Altitude Long Endurance*) o masie mniejszej niż 25 kg.

Firma NWUAV opracowała i zastosowała w silniku NW-44 opatentowany system elektronicznego wtrysku paliwa, a także układ zmiennego skoku śmigła, który umożliwia bezałogowemu statkowi powietrznemu wyposażonemu w silnik NW-44 EFI HFE na znaczne zwiększenie długotrwałości lotu. Silnik NW-44 EFI HFE ze śmigłem o zmiennym skoku przedstawiono na rysunku 22.



Fig. 22. NW-44 EFI HFE engine with variable pitch propeller system [24]

Rys. 22. Silnik NW-44 EFI HFE z układem regulacji skoku śmigła [24]

utilize propulsion systems and components required in unmanned vehicles. The particular field of NWUAV interest is nowadays the development of HF engines fulfilling the mentioned army requirement of "single fuel on battlefield".

The NW-44 EFI HFE presented in the Figs 21 to 23 is manufactured entirely in the USA to ensure the engine availability in the future which is a military logistics demand. That engine is dedicated to HALE (High Altitude Long Endurance) UAVs of weight less than 25 kg.

NWUAV developed and applied a patented Electronic Fuel Injection System to the NW-44 engine as well as the variable pitch propeller system which enables the UAV equipped with NW-44 EFI HFE to enhance substantially its endurance. The NW-44 EFI HF engine with variable pitch propeller is presented in Fig. 22.

Construction details are not available yet, however, from the factory brochure one can find out the general information. The engine speed is controlled by the use of a direct drive servo mounted to the throttle body. The air-fuel mixture is made by a micro atomizing fuel injector mounted inside the throttle body enabling heavy fuel operation with the use of twin spark plugs fired by dual 25 kV ignition coil. The ECU utilizes data from MAP, barometric pressure sensors in the cylinder head and the intake air temperature sensors. NW-44 EFI/HFE is also equipped with heavy a fuel cold start system.

The patented lightweight silencer (Fig. 23, Tab. 7) allows for obtaining very low level of noise and hence small acoustic trace of the UAV.



Fig. 23. NW-44 EFI HFE engine; configuration with special silencer[25]  
Rys. 23. Silnik NW-44 EFI HFE; wersja ze specjalnym tłumikiem wydechu [25]

#### 4.6. Rotron HF rotary engines

The British firm Rotron Power Ltd [27] established in 2008 is a manufacturer of a series of types of SI advanced rotary propulsion systems for Unmanned Aerial Vehicles, both petrol and heavy fuel fed. The Rotron light-weight HF rotary (Wankel) engines utilise special fuel supply techniques to achieve reliable starting under different operating conditions

Szczegóły konstrukcyjne nie są jeszcze dostępne, a w firmowej broszurze można znaleźć ogólne informacje. Prędkość obrotowa silnika jest sterowana za pomocą bezpośredniego siłownika zamontowanego do przepustnicy. Mieszanka paliwowo-powietrzna wytwarzana jest przez wtryskiwacz-atomizer paliwa umieszczony wewnątrz korpusu przepustnicy, co umożliwia pracę silnika na ciężkim paliwie przy użyciu dwóch świec zapłonowych zasilanych z instalacji o napięciu 25 kV. Elektroniczny układ sterujący wykorzystuje dane z czujników ciśnienia barometrycznego i w przewodzie dolotowym, a także temperatury głowicy i temperatury zasysanego powietrza. Silnik NW-44 EFI HFE jest wyposażony również w układ zimnego rozruchu przy zasilaniu paliwem ciężkim. Opatentowany lekki tłumik wydechu (rys. 23, tab. 7) umożliwia uzyskanie bardzo niskiego poziomu hałasu i stąd małego śladu akustycznego dronu.

Table 7. NW-44 EFI/HFE engine specifications[26]

Tabela 7. Specyfikacja silnika NW-44 EFI/HFE [26]

Engine core weight/masa samego silnika	1.02 kg
Complete system weight/calkowita masa układu	~4.3 kg
Displacement/objętość skokowa	43.6 cm <sup>3</sup>
Bore/średnica cylindra	38.99 mm
Stroke/skok tłoka	36.53 mm
Max power at 8150 rpm/moc maks. przy 8150 1/min	3 kW
Max torque/moment maksymalny	3.8 Nm
Max generator power/4500 rpm/moc maks. prądniczy/4500 1/min	250 W
Configurable generator outputs/napięcie wyjściowe prądniczy	6/12/28 V DC
Fuel feeding/zasilanie paliwem	Electronic fuel injection/elektroniczny wtrysk paliwa
Fuel/paliwo	Petrol/JP-5/JP-8/JetA1
Ignition/zapłon	Twin 25 kV CDI/podwójny ukl. 25 kV CDI
Cooling/servo temp. controlled/chłodzenie z ukl. regulacji temp.	Air/powietrzem
TBO/resurs	up to 500 h/do 500 h

#### 4.6. Silniki z tłokiem obrotowym Rotron HF

Brytyjska firma Rotron Power Ltd [27] powstała w 2008 roku. Jest ona producentem typoszeregu zaawansowanych systemów napędowych z silnikami Wankla dla bezzałogowych pojazdów powietrznych, zarówno zasilanych benzyną, jak i ciężkimi paliwami. Lekkie silniki Rotron HF typu Wankel wykorzystują specjalną technikę zasilania paliwem w celu osiągnięcia niezawodnego rozruchu w różnych warunkach pracy (temperatury). Zastosowanie silnika z tłokiem obrotowym umożliwia mu osiągnięcie wysokiego stosunku mocy do masy i relatywnie małego zużycia paliwa, co jest podstawowym wymaganiem rynku wojskowych dronów.

Firma Rotron oferuje dwa modele silników Wankla zasilanych paliwem ciężkim: jednowirnikowy RT300 HFE

(temperature). Application of rotary engine concept allows for obtaining a high power to weight ratio and relatively low fuel consumption which is the basic demand of the military drones market. Rotron offers two models of rotary heavy fuel engines: single rotor RT300 HFE (presented in Fig. 24) and twin rotor RT600 HFE (presented in Fig. 25) which differ in displacement and thus performance [28]. Specifications of these engines are presented in Tables 8 and 9. All manufactured engines might be “custom tailored” and equipped optionally with onboard starter system.



Fig. 24. Rotron RT300 HFE rotary engine [29]  
Rys. 24. Silnik Rotron RT300 HFE (Wankel) [29]

Table 8. Rotron RT300 HFE specifications [29]  
Tabela 8. Specyfikacja silnika Rotron RT300 HFE [29]

Type/typ	Single rotor, SI/ jednowirnikowy, ZI
Max. power/moc maksymalna	22.8 kW/7500 1/min
Max. continuous power/moc maksymalna ciągła	20.6 kW/6500 1/min
Max. torque/moment maksymalny	30.6 Nm/6500 1/min
Power/weight ratio/stosunek moc/masa	1.84 kW/kg
Displacement/objętość skokowa	300 cm <sup>3</sup>
Block weight/masa korpusu silnika	12.3 kg
Starting device/urządzenie rozruchowe	External/onboard <sup>1)</sup> / zewnętrzne/zintegrowane <sup>1)</sup>
Compression ratio/stopień sprężania	8.5:1
Cooling/chłodzenie	Liquid/cieczą
Fuel/paliwo	JP-5/JP-8/Jet A1
Specific fuel consumption/jednostkowe zużycie paliwa	353 g/kWh/6000 1/min
Min/max ambient temp./min./maks. zewnętrzna temp.	-20 – 50 °C
Generator/prądnica	300 W/starter-generator <sup>1)</sup> / prądnic-rozrusznik <sup>1)</sup>
Additional features/cechy dodatkowe	ECU altitude compensation/kompens. wysok. ECU
1) Onboard starter (1 kW to 5 kW) optional	
1) Opcjonalny zintegrowany rozrusznik (1kW do 5kW)	



Fig. 25. Rotron RT600 HFE rotary engine [30]  
Rys. 25. Silnik Rotron RT600 HFE (Wankel) [30]

Table 9. Rotron RT600 HFE specifications [30]  
Tabela 9. Specyfikacja silnika Rotron RT600 HFE [30]

Type/typ	Twin rotor, SI/dwuwirnikowy, ZI
Max. power/moc maksymalna	41.2 kW/7500 1/min
Max. cont. power/moc maksymalna ciągła	38.3 kW/6500 1/min
Max. torque/moment maksymalny	56.9 Nm/6500 1/min
Power/weight ratio/stosunek moc/masa	1.91 kW/kg
Displacement/objętość skokowa	600 cm <sup>3</sup>
Block weight/masa korpusu silnika	21.2 kg
Starting device/urządzenie rozruchowe	External/onboard <sup>1)</sup> / zewnętrzne/zintegrowane <sup>1)</sup>
Compression ratio/stopień sprężania	8.5:1
Cooling/chłodzenie	Liquid/cieczą
Fuel/paliwo	JP-5/JP-8/Jet-A1
Specific fuel consumption/jednostkowe zużycie paliwa	408 g/kWh/6000 1/min
Min/max ambient temp./min./maks. zewnętrzna temp.	-20 – 50 °C
Generator/prądnica	300 W/starter-generator <sup>1)</sup> / prądnic-rozrusznik <sup>1)</sup>
Additional features/cechy dodatkowe	ECU altitude compensation/ kompens. wysok. ECU
1) Onboard starter (1 kW to 5 kW) optional	
1) Opcjonalny zintegrowany rozrusznik (1 kW do 5 kW)	

## 5. Conclusions

In recent years, drones have proven their value, not only due to their military but also civil applications in many areas of everyday life. That is a reason why aviation industry is more and more interested in highly efficient sources of drones' propulsion. It is assessed that nowadays the current global UAV expenditure is more than 6 billion of dollars per year with permanent growing tendency.

Special attention is paid by current drones' designers to HF SI engines. Despite the former assertion of jet engines as being the only propulsion units, the use of piston engines seem to be reviving once again. This time their development is caused by two requirements: military demand of single fuel on battlefield and aspiration to achieve a better efficiency propulsion system that would lead to an increase in UAV's flight endurance.

## 5. Wnioski

W ostatnich latach drony udowodniły swoją wartość nie tylko dzięki wojskowym, ale również cywilnym zastosowaniom w wielu obszarach codziennego życia. Jest to powodem, dla którego przemysł lotniczy jest coraz bardziej zainteresowany wysokowydajnymi źródłami napędu dronów. Ocenia się, że obecne globalne wydatki na bezzałogowe pojazdy powietrzne (UAV) przekraczają 6 miliardów dolarów, ze stałą tendencją wzrostową.

Specjalna uwaga współczesnych projektantów dronów jest zwrócona na silniki ZI zasilane paliwem ciężkim. Wbrew poprzedniemu typowaniu silników odrzutowych jako jedynego źródła napędu, silniki tłokowe ponownie się odradzają. Tym razem ich rozwój jest spowodowany dwoma wymaganiami: wojskowe żądanie jednego paliwa na polu walki i dążenie do osiągnięcia lepszej sprawności wpływającej na większą długość lotu bezzałogowych statków powietrznych.

## Nomenclature/Skróty i oznaczenia

UAV	Unmanned Aerial Vehicle/ <i>bezzałogowy pojazd powietrzny</i>
HALE	High Altitude Long Endurance/ <i>długotrwały (lot) na dużej wysokości</i>
HFE	Heavy Fuel Engine/ <i>silnik zasilany paliwem naftopochodnym („ciężkim”)</i>
AADI	Air Assisted Direct Injection/ <i>pneumatyczny wtrysk bezpośredni</i>
SMD	Sauter Mean Diameter/ <i>średnia średnica Sautera</i>

SFC	Specific Fuel Consumption/ <i>jednostkowe zużycie paliwa</i>
SCS	Sonex Combustion System/ <i>system spalania Sonex</i>
CSS	Cold Starting System/ <i>układ zimnego rozruchu</i>
MFE	Multiple Fuel Engines/ <i>silniki wielopaliwowe</i>
MCDI	Mechanically Compressed Direct Injection/ <i>mechaniczny wtrysk paliwa</i>
TBO	Time Between Overhauls/ <i>okres międzynaprawczy (resurs)</i>

## Bibliography/Literatura

- [1] Lightweight Heavy Fuel Engines. Hirth-Orbital brochure, 2013.
- [2] Schmidt B. Lightweight Heavy Fuel Engine Technology. Orbital Presentation, 2014.
- [3] Innovative UAV Heavy Fuel Engine Technology. Orbital Brochure, 2013.
- [4] Orbital Heavy Fuel Engine Technology. Orbital Brochure, 2013.
- [5] Cathcart G., Dickson G., Ahern S. The application of Air-Assist Direct Injection for Spark-ignited Heavy Fuel 2-Stroke and 4-Stroke Engines. SAE Japan, no. 2005-32-0065
- [6] www.orbitalcorp.com.au/369-orbitals-suas-engines-and-technologies/file.html. (accessed 10-03-2015)
- [7] www.sonexresearch.com/2-Stroke.htm. (accessed 26-02-2015)
- [8] Pouring A., Heavy Fuel Engines for Small UAVs, NMIA UAS Conference, San Diego 2008. Sonex Research, Inc.
- [9] www.unmannedsystemstechnology.com/company/orbital-corporation (accessed 08-03-2015)
- [10] www.eaa.org/experimenter/articles/2009-12\_fuel.asp. (accessed 16-04-2014)
- [11] www.hirth-engines.de, Hirth 3503 HF engine Brochure. (accessed 19-02-2014)
- [12] www.hirth-engines.de, Information S1200 Heavy Fuel. (accessed 16-04-2014)
- [13] Brooke. L. Secrets of Ricardo's new UAV engine may spawn range-extender for EVs. articles.sae.org/8424/ (accessed 20-02-2015)
- [14] www.ricardo.com/en-GB/News-Media/Press-releases/News-releases1/2010/Ricardo-announces-new-Wolverine-family-of-engines-for-Unmanned-Aerial-Vehicles-UAVs. (accessed 10-03-2015)
- [15] www.aviationweek.com/UserProfile.aspx?newspaperUserId=163197 (accessed 06-02-2014)
- [16] www.ricardo.com/Global/IA/News/Press%20Release%20Listing%20images/2010%20download%20images/Wolverine%20UAV%20engine/Ricardo%20Wolverine%203%20UAV%20engine\_front.jpg. (accessed 10-04-2015)
- [17] www.ricardo.com/Global/IA/News/Press%20Release%20Listing%20images/2010%20download%20images/Wolverine%203%20UAV%20engine/Ricardo%20Wolverine%203%20UAV%20engine\_back.jpg (accessed 10-04-2015)
- [18] www.xrdi.com (accessed 06-03-2015)
- [19] www.xrdi.com/75\_hp\_Engine.html (accessed 10-03-2015)
- [20] www.xrdi.com/12\_hp\_Engine.html (accessed 10-03-2015)
- [21] www.xrdi.com/35\_hp\_Engine.html (accessed 10-03-2015)
- [22] www.xrdi.com/105\_hp\_Engine.php (accessed 10-03-2015)
- [23] www.nwuav.com (accessed 07-03-2015)
- [24] www.nwuav.com/images/uav-engines/BilletEngine-219.jpg (accessed 07-03-2015)
- [25] www.nwuav.com/images/uav-engines/NW44-EFI-HFE-6690.jpg (accessed 07-03-2015)
- [26] Northwest UAV Introduces the COTS 44cc EFI/HFE at AUVSI 2013. The NW-44 EFI/HFE, Press Release, 2013.
- [27] www.rotroonuav.com (accessed 15-03-2015)
- [28] www.rotroonuav.com/press/release/rotron-to-launch-heavy-fuel-engines-at-farnborough-2014 (accessed 15-03-2015)
- [29] www.rotroonuav.com/engines/rt-300hfe (accessed 11-03-2015)
- [30] www.rotroonuav.com/engines/rt-600hfe (accessed 11-03-2015)

Jerzy Duteczak, DEng. – Doctor in the in the Faculty of Mechanical Engineering at Cracow University of Technology.

Dr inż. Jerzy Duteczak – adiunkt na Wydziale Mechanicznym Politechniki Krakowskiej.

e-mail: [jduteczak@pk.edu.pl](mailto:jduteczak@pk.edu.pl)

