

## **STEROWANIE WEKTOREM CIĄGU**

Maciej KRAWCZYK

Seminarium Dyplomowe 2001/2002  
LOTNICTWO - PILOTAŻ

### *Streszczenie*

*Sterowanie wektorem ciągu znane było od wielu dziesiątków lat i stosowane było praktycznie w technice raketowej już od lat 30-tych XX wieku. Do niedawna poprawianie zwrotności i manewrowości samolotów uzyskiwano dzięki doskonaleniu aerodynamiki powierzchni nośnych i sterowych. W momencie pojawienia się niezawodnych cyfrowych układów komputerowych wspomagających sterowanie samolotem, nieco później także komputerów regulujących wszystkie parametry pracy silników (określane odpowiednio skrótami DFBW – Digital Fly-By-Wire oraz FADEC – Full Authority Digital Engine Control), powstał pomysł połączenia możliwości obu tych układów w jednym zintegrowanym systemie. Ten system w połączeniu z dyszami sterującymi wektorem ciągu zezwolił na praktyczną realizację koncepcji Post-Stall Manoeuvring. Badania nad nową koncepcją przeprowadzono przy użyciu samolotów supermanowrowych: X-31, F/A-18 HARV, F-15 STOL/MTD, F-22 Lightning II.*

*Sterowanie wektorem ciągu odbywa się przy użyciu: klap odchylających ciąg, dysz dwuwymiarowych lub symetrycznych osiowo dysz sterujących. Dysze te zezwalają na odchylenie strumienia gazów wylotowych w zakresie  $\pm 20^\circ$  od osi silnika.*

*Jednakże, pierwszymi samolotami w których zastosowano sterowanie wektorem ciągu były samoloty pionowego/krótkiego startu i lądowania. Najślynniejszym samolotem w tej klasie jest niewątpliwie British Aerospace Harrier. Odpowiednikami samolotu Harrier w lotnictwie ZSRR były Jak-38 i Jak-141. Jednak mimo bardzo ciekawych rozwiązań technicznych posiadały one znacznie mniejsze możliwości.*

### **1. Wstęp**

Kierowanie lotem poprzez zmianę wektora ciągu silnika znane jest i praktycznie stosowane od wielu dziesiątków lat, z tym że nie w lotnictwie, a w technice raketowej. Po raz pierwszy zastosowano to rozwiązanie już w połowie lat 30 w niemieckiej rakiecie A-3 (poprzedniczce słynnej V-2). W lotnictwie (poza pionowzłotami) nie stosowano go dotychczas z prostego powodu – właściwie nie było takiej potrzeby. Poprawę zwrotności samolotów uzyskiwano jak dotąd w sposób znacznie prostszy i tańszy, dzięki doskonaleniu aerodynamiki powierzchni nośnych i sterowych. Ta droga rozwoju wciąż oferuje nowe możliwości. Kolejny bardzo znaczący postęp uzyskano w wyniku zastosowania w myśliwcach komputerowych układów sterowania czynnego. Jedyną stosowaną do niedawna w samolotach wojskowych metodą zmiany wektora ciągu, było tylko odwracanie ciągu podczas lądowania, od wielu lat stosowana powszechnie w lotnictwie cywilnym. Pierwszym seryjnie produkowanym myśliwcem z odwracaczem ciągu stał się Saab AJ-37 Viggen oblatany w 1967 roku. Viggen wyposażony został w jeszcze jedno urządzenie, które wyprzedziło swe czasy. Był to tzw. automat ciągu – układ regulujący ciąg silnika tak, aby utrzymywać zadaną prędkość podejścia do lądowania. Rozwiązania te zastosowano po to, aby samolot mógł bezpiecznie lądować na krótkich pasach startowych pokrytych śniegiem lub oblodzonych. Natomiast pierwszym dwusilnikowym myśliwcem z odwracaczem ciągu stał się Tornado IDS oblatany w roku 1974.

Mimo niewątpliwych korzyści jakie dają odwracacze, umożliwiając bezpieczne i krótkie lądowanie nie przyjęły się one szerzej w samolotach bojowych. Przyczyna leży w tym, że odwracacz ciągu znacznie zwiększa masę zespołu napędowego, a przy tym poważnie komplikuje jego eksploatację i obsługę. Poza tym stosowanie odwracania ciągu podczas dobiegu sprawia, że tylna część płatowca, jego spód i usterzenie narażone jest na od-

działywanie silnego strumienia rozprędzonych, gorących gazów, a także na uderzenia podrywanych przezeń z pasa startowego pyłów i kamyków. Powoduje to przyśpieszone zużycie zmęczeniowe elementów płatowca oraz zwiększoną awaryjność.

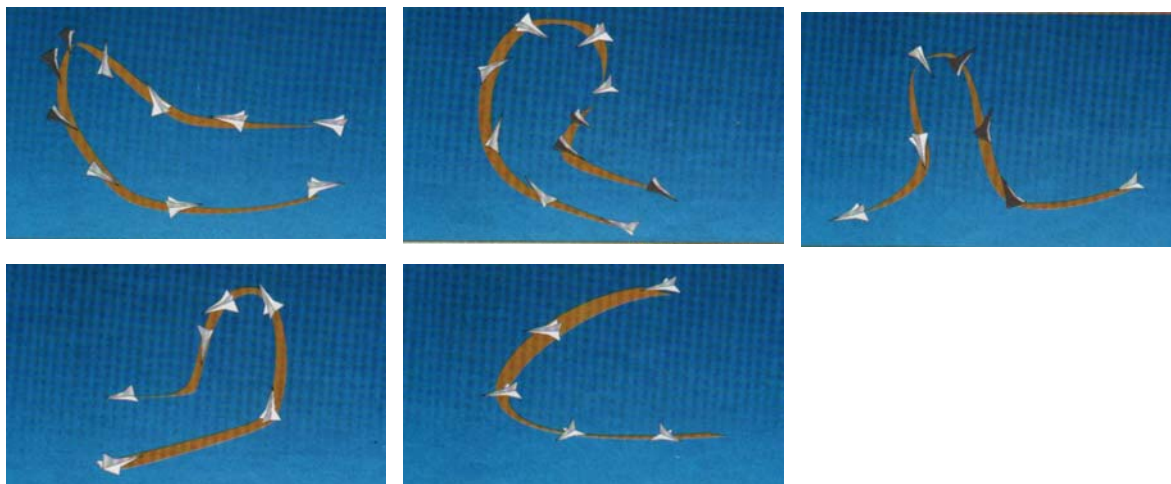
Po tym jak pojawiły się niezawodne cyfrowe układy komputerowe wspomagające sterowanie samolotem, nieco później także komputery regulujące wszystkie parametry pracy silników (określane odpowiednio skrótami DFBW – Digital Fly-By-Wire oraz FADEC – Full Authority Digital Engine Control), powstał pomysł połączenia możliwości obu tych układów w jednym zintegrowanym systemie. Dawałby on całkiem nowe, nie spotykane dotąd możliwości – między innymi znacznego obniżenia dolnej granicy prędkości użytkowych samolotu. Może to być zrealizowane dzięki zastosowaniu silników o regulowanym kierunku wypływu gazów wylotowych, oraz cyfrowego układu sterowania, kontrolującego zarówno wszystkie powierzchnie aerodynamiczne, jak też wielkość i wektor ciągu silników. Z tych rozważań zrodziła się koncepcja Post-Stall Manoeuvring – dosłownie „manewrowania po przeciągnięciu”.

## 2. Samoloty supermanewrowe

Według ocen specjalistów, aby samolot mógł swobodnie latać i manewrować na dużych kątach natarcia muszą zostać spełnione dwa warunki. Po pierwsze, samolot musi przejść dynamicznie przez zakres kątów o obniżonej stateczności, a potem móc powrócić do normalnego położenia – co sprowadza się do problemu sterowania maszyną w warunkach pełnego oderwania strug. Po drugie całe zjawisko musi mieć charakter krótkotrwały. Doświadczenia i teoria wskazały na to, że samolot supermanewrowy powinien mieć obniżoną stateczność statyczną i znaczny moment pochylający na nos w fazie lotu na pozakrytycznych kątach natarcia, czyli po oderwaniu strug na skrzydle i usterzeniu.

Przekonanie o dużych potencjalnych możliwościach koncepcji Post-Stall Manoeuvring sprawiło, że w wyniku współpracy Amerykanów i Niemców (NASA, DARPA, Rockwell i MBB) skonstruowano samolot doświadczalny X-31, mający służyć właśnie do sprawdzenia w praktyce nowej koncepcji. Jest to samolot wyłącznie eksperymentalny, wykonany w dwu egzemplarzach, zaprojektowany w możliwie najprostszy sposób z wykorzystaniem gotowych elementów istniejących samolotów wojskowych i cywilnych. Odchylenie ciągu silnika realizowane jest za pomocą trzech ruchomych kłap „obejmujących” z zewnątrz strumień gazów wylotowych. Jest to rozwiązanie prowizoryczne i dość barbarzyńskie z punktu widzenia aerodynamiki. Nigdy też nie planowano stosować go docelowo w jakichkolwiek seryjnie produkowanych samolotach.

Kluczową sprawą dla zwiększenia możliwości manewrowych samolotu tą drogą, było skonstruowanie efektywnego układu sterującego, integrującego sterowanie aerodynamiczne i kierowanie ciągiem. Dla przetestowania tego typu rozwiązań, NASA zmodyfikowała jeden samolot F/A-18, nadając mu oznaczenie HARV (High Alpha Research Vehicle – samolot badawczy do lotów na dużych kątach natarcia). Układ sterowania wektorem ciągu rozwiązano dość podobnie, jak w X-31 – po usunięciu standardowych dysz z silników F-404 zabudowano na każdym z nich z zewnątrz po 3 ruchome kłapy wraz z siłownikami. Oprócz tego, F/A-18 HARV wyposażony został w specjalnie skonstruowany doświadczalny system sterowania, przy czym standardowe komputery sterujące pozostawiono jako rezerwowe. Analogicznie jak X-31, F/A-18 HARV wykorzystywany jest do lotów ze skrajnie dużymi kątami natarcia, ale w przeciwieństwie do niego umożliwia badanie zachowań w locie samolotu z dwoma niezależnie kierowanymi zespołami napędowymi. W toku badań w locie obu tych konstrukcji stwierdzono, że podczas zwiększania kąta natarcia występują bardzo podobne zjawiska: pomiędzy kątami 13° a 20° łagodne drgania usterzenia typu buffeting, maksymalna siła nośna występuje od ok. 32° do 39°, a przy kątach 38°-49° pojawia się kołysanie skrzydeł. Oba samoloty zachowują pełną sterowność przy kątach natarcia do 70° - 80° i posiadają możliwość utrzymywania lotu w takiej konfiguracji. Co najważniejsze, okazało się, że mimo nietypowego położenia samolotu było możliwe sterowanie jego przechyleniem i kursem. To doprowadziło do opracowania szeregu nowych figur: manewr Herbsta, pętla śmigłowcowa, uderzenie młota, zawrót duże J, atak śmigłowcowy i innych. Po zakończeniu pełnego cyklu badań w locie dokonano jeszcze sprawdzenia praktycznej przydatności koncepcji Post-Stall Manoeuvring w walkach powietrznych. W tym celu w bazie lotniczej Patuxent River przeprowadzono symulowane walki powietrzne pomiędzy X-31 a F/A-18 Hornet. Ogółem wykonano 23 loty, w czasie których obie maszyny stoczyły 94 potyczki. 78 z nich wygrał X-31. Kilka pozostało nierozstrzygniętych. Całkowity stosunek zestrzeleń był jak 9,4:1 na korzyść X-31. Ale gdy wyłączono system sterowania ciągiem i stał się on samolotem całkowicie konwencjonalnym, sytuacja odwróciła się na korzyść F/A-18 w stosunku 2,4:1. W ogólnych wnioskach po walkach stwierdzono, że jedynym ratunkiem dla klasycznych myśliców jest ucieczka na maksymalnym ciągu. X-31 dysponujący znacznie mniejszym nadmiarem ciągu nie mógł dogonić przeciwnika. Gdy z pomocą komputera zaczęto symulować walki, w których X-31 miał porównywalny nadmiar ciągu, stosunek zestrzeleń wzrósł do astronomicznej liczby 70:1.



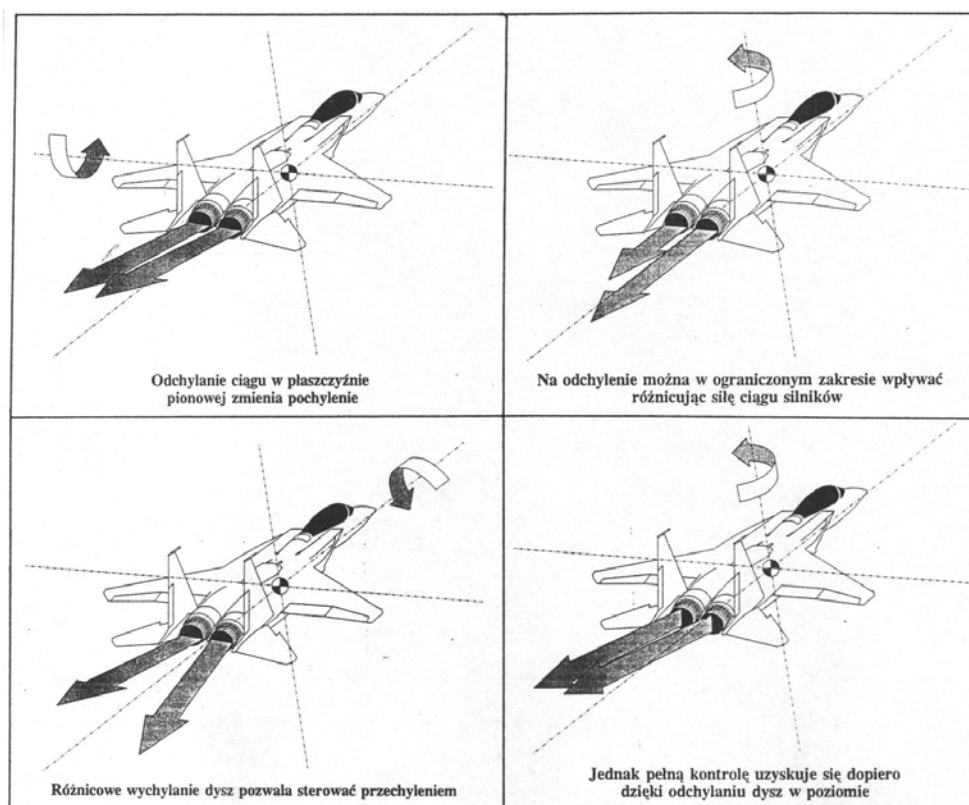
Rys.1. Pięć nowych manewrów opracowanych specjalnie dla samolotów supermanewrowych, niewykonalnych dla klasycznych konstrukcji: manewr Herbsta, pętla śmigłowcowa, uderzenie młota, zawrót duże J i atak śmigłowcowy. [7]

Innym sposobem na sterowanie wektorem ciągu było zastosowanie w latach osiemdziesiątych dysz dwuwymiarowych (F-22 Lightning II). Choć były one traktowane nieomal jak „cudowne dziecko” amerykańskiego przemysłu lotniczego i z ich wprowadzeniem wiązano duże nadzieje, mają one też swoje słabe strony. Jedną z nich jest fakt, że mogą odchyłać wektor ciągu silnika tylko w jednej płaszczyźnie – pionowej. Pozwala to na sterowanie pochylem wokół osi poprzecznej. W przypadku samolotu dwusilnikowego, przez różnicowe wychylenie dysz można także zmieniać przechylenie wokół osi podłużnej. Trudno jednak kontrolować odchylenie, tzn. sterować w osi pionowej.

Właśnie dla pokonania tej niedogodności opracowano najnowszy rodzaj dysz: symetryczne osiowo dysze sterujące (Axisymmetric Vectoring Nozzle – AVEN). Pozwalają one na odchylenie strumienia gazów wylotowych o  $20^\circ$  od osi silnika w dowolnym kierunku.

### 2.1. Korzyści ze sterowania wektorem ciągu

Dwusilnikowy samolot z symetrycznymi osiowo dyszami sterującymi oraz odpowiednim układem sterowania może być kierowany wyłącznie gazodynamicznie we wszystkich trzech osiach, bez potrzeby wychylania jakichkolwiek powierzchni sterowych. Daje to możliwość utrzymania sterowności przy granicznie małych prędkościach i bardzo dużych kątach natarcia, przy których zwykle stery tracą skuteczność. Pozwoli to na wprowadzenie samolotu w kontrolowane przeciągnięcie (nieomal runięcie), któremu towarzyszy wyhamowanie, gwałtowny zwrot oraz skierowanie nosa myśliwca (i uzbrojenia) w kierunku przeciwnika wykonującego w tym czasie klasyczny wiraż. Przy większych prędkościach, dysze współdziałające np. z dodatkowymi powierzchniami sterowymi typu „kaczka”, umożliwiłyby do pewnego stopnia realizację koncepcji Control Configured Vehicle – to jest samolotu o sześciu stopniach swobody. Teoretycznie pozwala to na odchylenie nosa samolotu bez zmiany toru lotu i odwrotnie – manewrowanie bez przemieszczania kątownego osi podłużnej. To jednak nie koniec korzyści wynikających ze sterowania wektorem ciągu. Poza poprawą charakterystyk lądowania, można także znacznie skrócić rozbieg przy starcie – odchylenie dysz w górę, już przy niewielkiej prędkości powoduje uniesienie przedniego podwozia i zwiększenie kąta natarcia, a tym samym wcześniejsze poderwanie samolotu z pasa. Sterowanie za pomocą silników pozwoli na kontynuowanie lotu oraz lądowanie samolotu, który utracił np. część usterzenia lub fragment skrzydła, czy to w wyniku uszkodzeń bojowych, czy w kolizji powietrznej podczas treningu. Przyjęcie przez silniki znacznej części obciążeń wynikających ze sterowania w locie naddźwiękowym, bardzo poprawi zwrotność myśliwców w ich górnym zakresie prędkości. Ponieważ stery aerodynamiczne zostaną dzięki temu poważnie odciążone, można je będzie projektować jako elementy o mniejszej wytrzymałości i powierzchni, np. można by nieco zmniejszyć sztywność skrętną skrzydła, bez obaw o wystąpienie niekorzystnych skutków tzw. rewersu lotek przy prędkościach naddźwiękowych. Dałoby to poważne oszczędności na masie płatowca. Mniejsze stateczniki to także niższe opory tarcia.



Rys.2. Odchylenie wektora ciągu w samolocie dwusilnikowym pozwala na sterowanie myśliwcem w trzech osiach. [1]

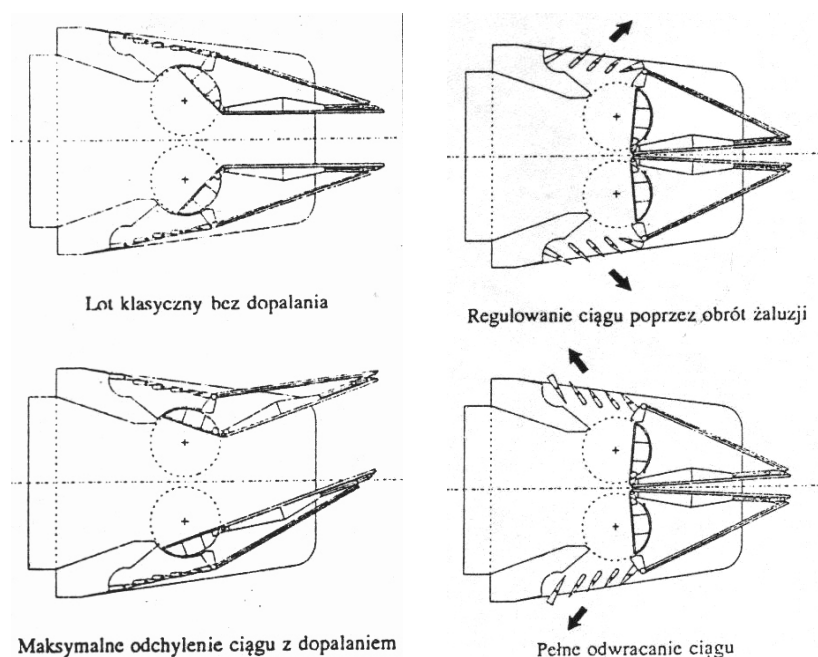
## 2.2. Rozwiązania sprzętowe

**Kłapy odchylające ciąg** (zastosowane na samolocie X-31) stosowane w postaci trzech płyt rozmieszczonych wokół wylotu dyszy silnika. Są one rozmieszczone co  $120^\circ$  - jedna na górze i dwie po bokach - z dołu. Ich ustawieniem sterują potężne siłowniki hydrauliczne. Powierzchnia płyt stykających się z gorącym strumieniem gazów wylotowych wykonanych ze stopu Nimonic pokryta jest materiałem węglowym, odpornym na bardzo wysokie temperatury. Płyty wychylane są o kąt  $\pm 10^\circ$  zapewniając uzyskanie bocznej składowej siły ciągu rzędu 17%. Wychylane na zewnątrz stają się klasycznymi hamulcami aerodynamicznymi.

**Dysze dwuwymiarowe** mają prostokątny przekrój poprzeczny, co wymaga zastosowania odpowiednio wyprofilowanego łącznika pomiędzy cylindrycznym dopalaczem a dyszą. Powoduje to pewne zaburzenia przepływu i związane z tym straty ciągu. Regulowane kłapy ograniczają przekrój dyszy od góry i z dołu, natomiast ścianki boczne są proste i nieruchome - w płaszczyźnie poziomej dysza ma stały przekrój. Można zatem przyjąć (w uproszczeniu), iż sprężanie i rozprężanie gazów odbywa się jedynie w płaszczyźnie pionowej. Stąd właśnie nazwa - dysza dwuwymiarowa.

Dysze opracowane dla programu F-15 STOL/MTD mogą spełniać kilka różnych funkcji: podstawowa z nich to dostosowywanie przekroju krytycznego oraz rozbieżności do aktualnych warunków pracy silnika, prędkości i ciśnienia zewnętrznego. Nie odbiega to od sposobu działania tradycyjnych dysz zbieżno-rozbieżnych. Oprócz tego kłapa górna i dolna mogą być zgodnie wychylane w tę samą stronę, odchylając strumień gazów maksymalnie do  $20^\circ$  w górę i w dół w stosunku do osi podłużnej silnika. Realizują w ten sposób sterowanie wektorem ciągu. To jednak nie koniec dostępnych możliwości. W fazie podejścia do lądowania, silnik pracuje pełnym ciągiem a ruchome kłapy ustawiane są tak, że zamykają główny wylot. Jednocześnie otwierają się cylindryczne przesłony i sterowane żaluzje wylotów pomocniczych u góry i u dołu. Żaluzje pozwalają kierować od ok.  $35^\circ$  w tył, do  $135^\circ$  w przód względem osi silnika, a obrót pomiędzy tymi skrajnymi położeniami wykonują w ciągu 1,5 s. Oznacza to możliwość szybkich zmian wartości ciągu: od dodatniej, poprzez zerową, aż do intensywnego hamowania. Choć odwracacz ma być stosowany głównie przy lądowaniu, to ogromnie poprawia także manewrowość w walce powietrznej. Próby odwracania ciągu przy prędkości naddźwiękowej wykazały znaczny wzrost skuteczności hamowania w porównaniu z hamulcem aerodynamicznym. Planowano, że w przyszłości dysze będą wykonywane z kompozytu węglowego RCC (stosowanego w osłonach termicznych wahadłowców oraz kłapach odchylających ciąg w X-31). Obecnie jednak używa się do tego stopów żarowytrzymałych. Wyko-

nanie prototypowych dysz okazało się dość kłopotliwe i skomplikowane. Producent Pratt and Whitney podał, że zawierają „półtorej mili ręcznie wykonanych spoin spawalniczych”. Twierdzi się także, iż dysze te poważnie zwiększają masę zespołu napędowego. Z ich stosowaniem wiązano nadzieję na zmniejszenie śladu w podczerwieni umożliwiającego wykrycie samolotu. Dysze dają szeroki ale płaski strumień gazów wylotowych, który szybciej miesza i rozprasza się w otaczającym go powietrzu.



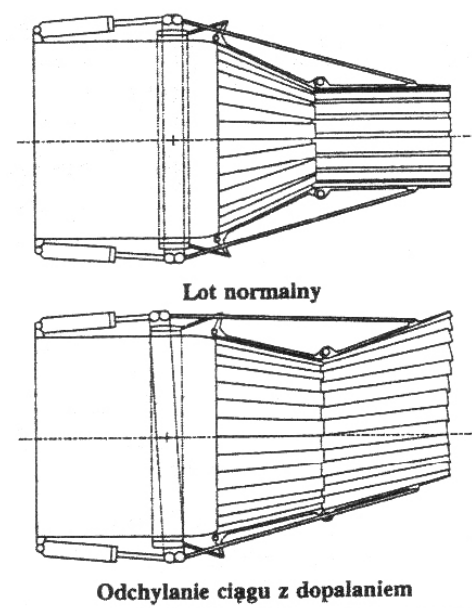
Rys.3. Tryby pracy płaskiej dyszy dwuwymiarowej zastosowanej w F-15 STOL/MTD. [1]

Dysze dwuwymiarowe zastosowano również w myśliwcu nowej generacji F-22 Lightning II. Zdecydowała o tym zarówno możliwość sterowania ciągiem, jak też korzyści, jakie daje to rozwiązanie z punktu widzenia niewykrywalności – zarówno w podczerwieni, jak i radarowej (bowiem ich płaskie powierzchnie mają korzystne charakterystyki odbić radarowych). Dodatkowo zastosowano ostrokątne zewnętrzne krawędzie kłapek dyszy (przypominające nieco zęby piły), po to, aby fale radarowe odbijane były w bok, zamiast do tyłu.

**Symetryczne osiowo dysze sterujące** swym wyglądem zewnętrznym nie różnią się od klasycznych dysz zbieżno-rozbieżnych. Podstawowa różnica polega na tym, że segmenty zachodzących na siebie kłapek tworzących dyszę zamocowane są w sposób pozwalający na większą swobodę wychyleń. Odpowiedni układ elektryczny, hydrauliczny i mechaniczny umożliwia równomierne wysuwanie wszystkich kłapek – dysza pracuje wtedy w sposób klasyczny, zmniejszając lub zwiększając swój przekrój krytyczny i rozbieżność. Możliwe jest jednak także różnicowanie wychyleń poszczególnych segmentów, aby wylot dyszy odchyłał się w dowolnym kierunku.

Dysza firmy General Electric, oznaczona skrótem AVEN przeszła intensywne testy pracy na silniku F-110-GE-100 o ciągu maksymalnym 125 kN. Uzyskano odchylenie strumienia gazów do 20° od osi silnika, dokonywane z prędkością powyżej 45°/s. Najważniejszym czynnikiem ograniczającym zakres sterowania ciągiem jest wytrzymałość korpusu silnika na powstające siły boczne.

Pratt and Whitney także przeprowadził próby swojej dyszy zamontowanej na silniku F-100-PW-229 przy ciągu powyżej 134 kN. P&W poinformował, iż jego dysza pracuje jako układ skompensowany, tzn. część sił potrzebnych do poruszania kłapek i odchylenia ciągu pochodzi od napierających na kłapki gazów (analogicznie jak w sterach z kompensacją aerodynamiczną).



Rys. 4. Sposób działania symetrycznej osiowo dyszy sterującej. [1]

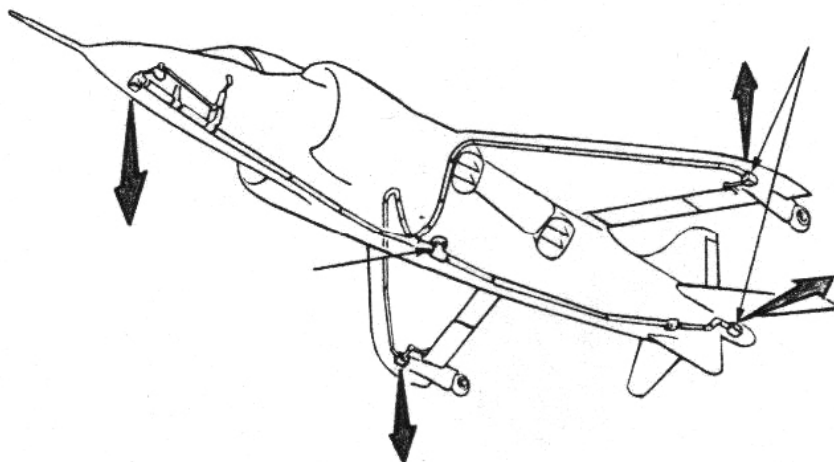
### 3. Samoloty V/STOL (Vertical /Short Take-Off and Landing)

O ile techniczne rozwiązania sterowania wektorem ciągu w samolotach supermanewrowych różnią się samą konstrukcją dyszy silnika, czyli dla jednego typu samolotu można zastosować różne dysze sterujące ciągiem silnika, o tyle w samolotach STOVL różnice w rozwiązaniach technicznych obejmują cały zespół napędowy, powodując, że na jednym typie samolotu można zastosować tylko jedno rozwiązanie.

Do niedawna pionowzloty były jedyną kategorią samolotów, w których stosowano sterowanie wektorem ciągu. Tylko dzięki niemu możliwe jest utrzymanie stateczności i sterowności w zawisie i powolnym locie. Aby umożliwić przejście z lotu aerodynamicznego do zawisu utrzymywanego dzięki ciągowi silnika (silników), niezbędne było zastosowanie przestawialnych dysz, umożliwiających zmianę kierunku ciągu o ponad  $90^\circ$ .

#### 3.1. British Aerospace/McDonnell Douglas Harrier

Harrier jest jednomiejscowym (dwumiejscowym w wersji szkolno-treningowej) samolotem wsparcia pionowego/krótkiego startu i lądowania (V/STOL). Jest górnopłatem z podwoziem w układzie rowerowym, napędzanym silnikiem o zmiennym wektorze ciągu – Rolls-Royce Pegasus. Pegasus jest silnikiem dwuprzepływowym dwuwalowym z trzystopniowym wentylatorem stanowiącym sprężarkę niskiego ciśnienia, ośmiostopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, pierścieniową komorą spalania i dwustopniowymi turbinami wysokiego i niskiego ciśnienia. Wentylator obraca się w przeciwnym kierunku w stosunku do wału głównego silnika. Wentylator niskiego ciśnienia obracając się przeciwnie do wału silnika prawie całkowicie niweluje możliwość powstania dużych momentów żyroskopowych w czasie manewrów samolotu. Jest to szczególnie ważne w czasie zawisu pionowzlotu, gdy nie mamy możliwości niwelacji ich działania za pomocą sterów aerodynamicznych. Chwyty powietrza o dużej powierzchni czołowej mają układ odsysania warstwy przyściennej oraz rząd pomocniczych otworów wlotowych otwierających się przy małej prędkości lotu. Krótkie kanały wlotowe łączą się tuż za kabiną, tuż przed wentylatorem silnika. Na grzbiecie za kabiną pilota znajdują się dwa dodatkowe wloty powietrza. Silnik jest wyposażony w cztery ruchome, obrotowe dysze wylotowe znajdujące się po dwie symetrycznie z obu stron kadłuba, umożliwiające zmianę kierunku ciągu. W warunkach normalnego lotu dysze skierowane są do tyłu, w czasie pionowych startów i lądowań pionowo w dół. Przednia para dysz połączona jest z przepływem zimnym, natomiast tylna z przepływem gorącym. Dysze mają możliwość obrotu w zakresie około  $100^\circ$  w ciągu 1-2 sekund, co umożliwia start pionowy samolotu, płynne rozpędzanie i przejście do lotu poziomego, jak również przeprowadzenie krótkiego startu typowo samolotowego. Rozmieszczenie dysz wylotowych silnika w kadłubie samolotu blisko środka masy wymaga stosowania dodatkowego systemu stabilizacji podłużnej i poprzecznej w fazie startu i lądowania jak również w fazie zawisu. Do sterowania w locie pionowym służą stery gazodynamiczne – dysze umieszczone na końcu kadłuba, końcach skrzydeł i pod kabiną pilota.



Rys. 5. System stabilizacji w zawisie samolotu BAe Harrier. [5]

W celu maksymalnego wykorzystania możliwości samolotu wypracowano specjalną technikę startu. dysze wylotowe ustawiane są pod kątem  $50^\circ$  do poziomu, hamulce zablokowane i wielkość ciągu wynosi 55%. W momencie zwalniania hamulców ciąg jest zwiększany do 100%. Samolot szybko się rozpędza i unosi w powietrze korzystając z siły nośnej skrzydeł i ciągu silnika. Podwozie jest szybko chowane jak w chwilę później klapy, przy jednoczesnym obrocie dysz wylotowych do tyłu. Lądowanie po wykonaniu zadania odbywa się pionowo. Gdy lądowanie ma się odbyć na terenie nieprzygotowanym stosuje się technikę skróconego lądowania z maksymalnie wydłużonym dobiegiem. Ma to na celu zminimalizowanie ilości obcych obiektów i gorących gazów wylotowych, które mogłyby zostać zassane przez silnik.

Jakość podłoża stanowi bardzo poważny problem dla pionowzlotu wykorzystującego ciąg gazów wylotowych silnika nośnego. Podłoże jest narażone na wpływ gorących gazów wylotowych. Z przednich dysz wylatują gazy o temperaturze  $100^\circ\text{C}$ , z tylnych  $600^\circ\text{C}$ , a z dysz sterujących  $300^\circ\text{C}$ . W czasie zawisu nad ziemią strumienie gazów wylotowych częściowo rozpraszają się na boki, a reszta odbija się od podłoża tworząc coś w rodzaju fontanny, która teoretycznie powinna unosić samolot. Jednak powietrze opływając obłe kształty kadłuba wytwarza strefę niskiego ciśnienia, która powoduje przysysanie kadłuba do ziemi. Rozwiązaniem tego problemu stały się tzw. LID (lift-improvement device) – odpowiednio ukształtowane zbiorniki z uzbrojeniem strzeleckim podwieszane pod kadłubem, które pozwoliły na wykorzystanie dodatkowej siły nośnej odbitego od ziemi strumienia gazów wylotowych.

Pomimo bezprecedensowego sukcesu koncepcji samolotu V/STOL zastosowanej w Harrierach wyposażonych w silniki Pegasus, ma ona dość poważne wady. Harrier jest samolotem poddźwiękowym i podwyższenie jego prędkości maksymalnej nie jest zadaniem łatwym. Silnik Pegasus z zasady musi być umieszczony w środkowej części kadłuba samolotu powiększając jej średnicę. Tworzy to konflikt z tzw. regułą pół, zgodnie z którą dla zmniejszenia oporu, kształty poszczególnych elementów muszą być dobrane w taki sposób, aby ich łączne przekroje poprzeczne odpowiadały przekrojom idealnej bryły obrotowej o możliwie małym oporze. Opór kadłuba Harriera nie przewężonego w okolicy skrzydeł staje się więc jedną z przeszkód na drodze do osiągnięcia większych prędkości. Inną przeszkodą jest brak dopalacza w silniku Pegasus.

Zdając sobie z tego sprawę firma Rolls-Royce podjęła prace nad wyposażeniem silnika Pegasus w dodatkowe komory spalania w przednich dyszach obrotowych (PCB – Plenum Chamber Burning). Pomimo znacznych postępów osiągniętych w tych pracach brytyjscy specjaliści stwierdzili, że do osiągnięcia prędkości sięgającej daleko poza barierę dźwięku silnik pionowzlotu musi być wyposażony w normalny dopalacz wykorzystujący obszar mieszania przepływów zewnętrznego (z wentylatora) i wewnętrznego (z „gorącej” części silnika). To już jednak było nie do pogodzenia z samą koncepcją silnika Pegasus, w którym cały przepływ zewnętrzny kierowany jest do dwóch przednich dysz obrotowych.

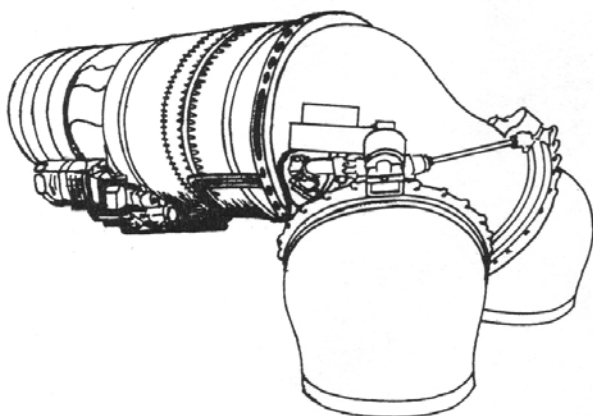
Pomimo tego Harrier okazał się również doskonałym myśliwcem zdając egzamin w czasie wojny o Falklandy. Piloci brytyjscy, podczas prowadzenia manewrowych walk powietrznych szeroko wykorzystywali możliwości jakie stwarzał im elastyczny w sterowaniu silnik Pegasus. Pilot dysponował możliwością sterowania dyszami aż o kąt  $98^\circ$ . Pozwalało to na sterowanie kierunkiem wektora ciągu. System polepszał i tak dobre charakterystyki manewrowe Harriera. Pilot tego samolotu podczas stosowania w walce tzw. hamowania forsownego z przeciążeniem  $-1,5g$ , przy skierowaniu wektora ciągu w pełnym  $98^\circ$  zakresie do dołu od osi wylotu gazów w normalnym położeniu mógł wyhamować prędkość lotu z 850 do 0 km/h w ciągu zaledwie 10 s oraz zwiększyć

szyc ją ponownie do poprzednio utrzymywanej wartości z przeciążeniem +1g w ciągu 30-40 s. Niewątpliwą zaletą tego układu było również szybkie narastanie prędkości lotu bez potrzeby ponownego wyprowadzania silnika samolotu na obroty maksymalne, gdyż zmiana kierunku wektora ciągu przez pilota wymagała jedynie czasu 1 sekundy. Natomiast czas osiągnięcia obrotów maksymalnych przez silnik argentyńskich Mirage'y IIIEA i Daggerów był wielokrotnie dłuższy. Te niespotykane na innych samolotach możliwości silnika pozwalały na dość szybkie uzyskiwanie niekwestionowanej przewagi nad naddźwiękowymi samolotami Argentyńczyków w różnego rodzaju manewrach bojowych.

### 3.2. Jakowlew Jak-38 Forger

Jakowlew Jak-38 Forger jest trójsilnikowym (1 silnik marszowy plus 2 silniki startowe) jedno- lub dwumiejscowym (w wersji szkolno – treningowej), pokładowym, morskim, wielozadaniowym myśliwko-szturmowym samolotem pionowego/skróconego startu i lądowania w układzie średniopłata z napędem turbodrzutowym.

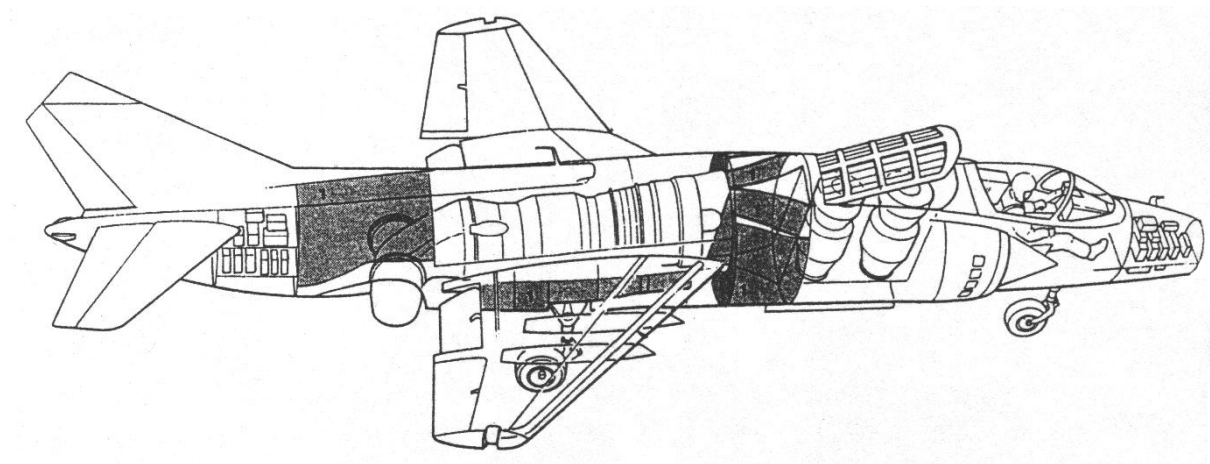
W rozwiązaniu technicznym konstruktorzy OKB Jakowlewa zastosowali dwa silniki startowe umieszczone za kabiną pilota, nachylone pod kątem 13° do przodu, za którymi umieszczono silnik marszowy zaopatrzone w swej tylnej części w rozdzielacz gazów i obrotowe dysze. Silniki startowe (używane podczas startu i lądowania) mają bardzo lekką i prostą konstrukcję. Ich rozruch jest automatyczny i bardzo szybki. Silnik marszowy (turbodrzutowy, jednoprzepływowy, bez dopalacza) Tumański R-27V-300 stanowi połączenie silnika turbodrzutowego R-27-300 (stosowanego do napędu samolotu MIG-23UM Flogger-C) z systemem rozdzielacza gazów i dysz obrotowych. Dysze obrotowe obracane są z położenia pionowego przy starcie i lądowaniu do położenia poziomego w locie normalnym (możliwe jest ich przekręcenie o maks. kąt 10° do przodu). Zastosowanie hybrydowego napędu złożonego z silników startowych i silnika marszowego wymagało opracowania bardzo złożonego układu sterowania, zarządzającego synchronizacją ich pracy, ustawieniem regulowanych dysz silnika marszowego, włączaniem i wyłączaniem silników startowych, otwieraniem i zamykaniem pokryw wlotów i dysz silników startowych oraz utrzymaniem stateczności we wszystkich fazach lotu.



Rys. 6. Silnik R-27V-300 z dwiema obrotowymi dyszami. [4]

Wloty powietrza do silnika marszowego znajdują się po obu stronach kadłuba, są zaopatrzone w płyty oddzielające warstwę brzegową. Po bokach przedniej części wlotów powietrza znajduje się rząd zamykanych otworów, mogących powiększyć w razie potrzeby ilość powietrza dostarczonego do silnika marszowego. Nad wlotami powietrza do silników startowych, na grzbiecie samolotu, bezpośrednio za kabiną, znajduje się uchylana do tyłu – do góry pokrywa z 16 otwieranymi żaluzjami szczelin wentylacyjnych. Dysze wylotowe silników startowych zasłaniane są dwoma pokrywami w dolnej części kadłuba. Otwieranie i zamykanie górnej pokrywy wlotów oraz dolnych pokryw wylotów gazów z silników startowych sterowane jest automatycznie podczas operacji startu i lądowania.





Rys. 7. Jak-38. [3]

Start samolotu następuje pionowo lub z krótkim rozbiegiem. W miarę przechodzenia do lotu poziomego dysze silnika marszowego obracane są do położenia poziomego, a silniki startowe wyłączane. Podczas lądowania silniki startowe zostają włączone. System lądowania pionowego sprzężony jest z okrętowym ośrodkiem sterowania. Podczas startu, zawisu i lądowania sterowanie samolotem odbywa się za pośrednictwem systemu dyszek, do których doprowadzane są gazy z silnika marszowego. Dyszki takie rozmieszczone są na górnej i dolnej powierzchni końcówek skrzydeł i po obu stronach końcówki kadłuba, za usterzeniem ogonowym.

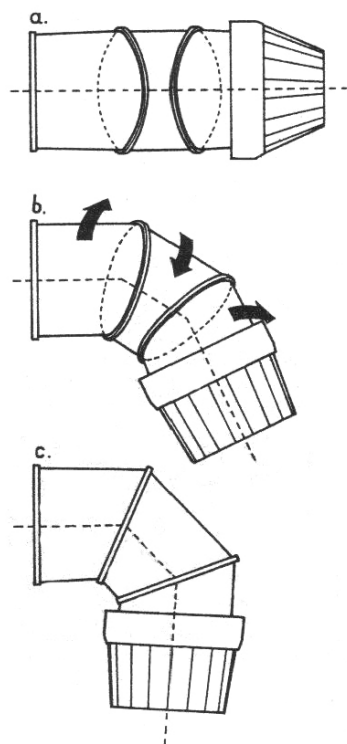
### 3.3. Jakowlew Jak-141 Freestyle

Następca samolotu Jak-38, Jak-141 należy do kategorii określanej skrótem STOVL (Short Take-Off and Vertical Landing), czyli krótkiego startu i pionowego lądowania. Jako myśliwiec pokładowy przeznaczony jest do zapewnienia obrony powietrznej, z możliwością atakowania celów naziemnych i nawodnych.

Układ napędowy składa się z zespołu trzech silników. Dwa małe silniki nośne działają tylko przy starcie, lądowaniu, zawisie i w fazie przejściowej do normalnego lotu. Umieszczone jeden za drugim w przodzie kadłuba bezpośrednio za kabiną pilota. Ich osie podłużne są odchylone od pionu o  $10^\circ$  do tyłu. Oba silniki są wyposażone w zamocowane wachliwie pierścieniowe dysze z kierownicami strumienia, umożliwiające zmianę wektora ciągu maksymalnie o  $12,5^\circ$  od osi silnika w przód i w tył – co daje odpowiednio  $+2,5^\circ$  i  $-22,5^\circ$  w stosunku do pionu. Taki układ funkcjonalny silników zaadoptowano bez większych zmian z samolotu Jak-38. Ich wloty powietrza są usytuowane na grzbiecie kadłuba pod gładką osłoną unoszoną hydraulicznie do góry, natomiast dysze wylotowe zakrywane są w locie przez dwie kłapy otwierane na boki.

Główny silnik marszowo – nośny nosi oznaczenie R-79. Przypuszczalnie jest to silnik dwuprzepływowy. Niezwykle ciekawie rozwiązany jest mechanizm zmiany kierunku ciągu tego silnika. Rura dopalacza podzielona jest na trzy segmenty. Pierwszy z nich zamocowano do silnika na specjalnym obrotowym pierścieniu, którego płaszczyzna jest prostopadła do osi silnika. Natomiast pomiędzy pierwszym i drugim, jak też drugim i trzecim segmentem są także obrotowe pierścienie, tyle że ustawione skośnie pod kątem  $23^\circ 45'$ . Przekręcenie dyszy silnika w dół następuje wtedy, gdy odpowiedni mechanizm obraca pierwszy i ostatni segment w jedną stronę, a środkowy w przeciwną. Obrót tych elementów w obu kierunkach o  $90^\circ$  daje w efekcie maksymalne możliwe wychylenie dyszy o  $95^\circ$  (czyli o  $5^\circ$  w przód – takie położenie umożliwia skuteczniejsze hamowanie przy podejściu do lądowania, a nawet lot do tyłu).

W odróżnieniu od Jaka-38 w Jaku-141 możliwe było zastosowanie dopalacza. Dopalacz może być użyty przy każdym położeniu dyszy, chociaż nieuniknione opory przepływu przy ustawieniu pionowym powodują zmniejszenie ciągu o 20%. Natomiast, gdy dopalacz jest wyprostowany jedyne, niewielkie zresztą, zaburzenia wynikają z tego, że przekrój jego rury na stosunkowo niewielkim odcinku zmienia się z okrągłego na owalny i odwrotnie. Jest to konieczne po to, aby skośne pierścienie obrotowe zachowały kształt kołowy.

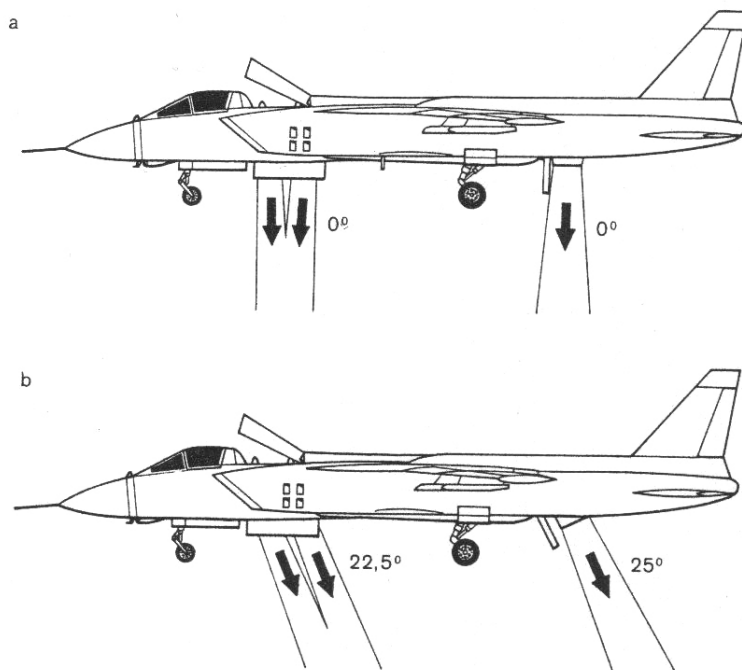


Rys. 8. Schemat działania przestawialnej dyszy silnika marszowo-nośnego:

- dysza wyprostowana – lot normalny;
- dysza wychylona o 65° (25° w stosunku do pionu) – skrócony start i przejściowa faza lotu;
- maksymalne wychylenie dyszy 95° - dynamiczne hamowanie przy podejściu do lądowania. [4]

Wloty powietrza do silnika głównego są oddzielone od kadłuba szczeliną dla odprowadzenia warstwy przyściennej. Mają przekrój prostokątny i wysuniętą do przodu górną krawędź. Wewnątrz u góry jest układ regulowanych hydraulicznie płaskich płyt działających przy prędkościach naddźwiękowych jako wytwornica skośnych fal uderzeniowych sprężających strumień powietrza. Wraz z zespołem czterech pomocniczych kłapek wlotowych na boku kadłuba zapewniają one optymalną pracę wlotu zarówno w zawisie, jak i przy prędkości bliskiej  $Ma=1,7$ . Jednym z najpoważniejszych problemów, przed jakimi stają konstruktorzy pionowzłotów, jest zasysanie przez układ napędowy przy starcie i lądowaniu własnych gorących gazów spalinowych wraz z podebranym z ziemi pyłem i zanieczyszczeniami. Doprowadza to do szybkiego zużycia, a nawet uszkodzenia silnika. Gorące gazy oddziałują też niszcząco na kadłub, podwozie i uzbrojenie.

Aby możliwie zminimalizować to niekorzystne zjawisko zastosowano, podobnie jak w Harrierze, szereg dodatkowych rozwiązań: przy pionowym ustawieniu głównej dyszy pod kadłubem otwierają się prostopadle do osi podłużnej kłapy – jedna duża przed dyszą i dwie mniejsze za silnikami nośnymi. Wraz z ich dolnymi pokrywkami ograniczają przestrzeń pod kadłubem zmniejszając wypływy gazów do góry i w kierunku wlotów. W zawisie dysze silników nośnych skierowane są lekko ku sobie, tak aby ich gazy wylotowe tworzyły pojedynczy strumień i trafiały w jeden punkt na ziemi. Dzięki temu nie powstaje pomiędzy nimi wznosząca się warstwa odbitych do góry spalin. Na dolnych krawędziach boku kadłuba – za wlotami powietrza- zabudowano poziome płetwy mające za zadanie nie dopuszczać do płątowca gazów wznoszących się pomiędzy silnikami nośnymi a marszowo-nośnym. Właśnie ze względu na szkodliwe oddziaływanie gorących spalin i na znaczne ograniczenie udźwigu, start pionowy przeprowadza się raczej wyjątkowo, na co dzień stosując start skrócony.



Rys. 9. Ustawienie dysz silników Jaka-141 podczas:

- a. zawisu;
- b. skróconego startu. [4]

Samolot wyposażony jest w cyfrowy układ sterowania aktywnego, który zapewnia mu stabilizację we wszystkich fazach lotu. Elementem tego układu albo odrębnym systemem jest specjalne urządzenie do samoczynnego wyrzucania fotela pilota. Zaczyna ono działać, gdy dysza silnika głównego wychylona jest o ponad  $30^\circ$  i odpala fotel K-36, jeżeli tylko prędkość pochylenia lub przechylenia samolotu przekroczy założone wartości. Podobne urządzenie zastosowano już w samolocie Jak-38. Liczba wypadków, w których musiało ono pracować, jest bardzo duża, jako, że awaria któregośkolwiek z trzech silników w fazie zawisu prowadzi do gwałtownej utraty stateczności i nieuniknionej katastrofy. Jest to jedna z nieusuwalnych wad, które Jak-141 odziedziczył po swoim poprzedniku.

Cyfrowy układ sterowania spełnia szczególnie odpowiedzialną rolę w fazie lotu nieaerodynamicznego. Steruje on wtedy samolotem i stabilizuje go za pomocą dysz na sprężone powietrze pobierane ze sprężarki silnika i dostarczane rurami. Dysze usytuowane w końcówkach skrzydeł sterują przechyleniem, natomiast dysza umieszczona w kropłowej owiewce pod kadłubem zaraz za osłoną radaru steruje zarówno pochyleniem oraz – obracając się na boki – odchyleniem samolotu. Także dla sterowania pochyleniem w tej fazie lotu komputery kontrolują ciąg wszystkich trzech silników oraz ustawienie ich dysz wylotowych, tak aby utrzymać założone przez pilota położenie kadłuba i odpowiednią prędkość – postępową i pionową. W normalnym locie sterowanie odbywa się za pomocą zwykłych powierzchni aerodynamicznych napędzanych za pośrednictwem hydraulicznych mechanizmów wykonawczych.

W porównaniu z Harrierem, możliwości rosyjskich pionowzłotów Jak-38 oraz Jak-141 są znacznie skromniejsze. Mimo zastosowania bardzo ciekawych konstrukcyjnie dysz pozwalających na zmianę wektora ciągu silników, przyjęty niezbyt perspektywiczny układ z oddzielnymi silnikami nośnymi, praktycznie uniemożliwia sterowanie wektorem ciągu w locie.

#### 4. Podsumowanie

Z wykorzystaniem ciągu silników do sterowania wiąże się obecnie bardzo duże nadzieje. Znajduje to odzwierciedlenie w ilości oraz różnorodności realizowanych obecnie i planowanych na przyszłość programów badawczych, prowadzonych równolegle i niezależnie zarówno pod patronatem Sił Powietrznych USA, jak i agen-

cji NASA. Do badań tych w kooperacji ze Stanami Zjednoczonymi włączają się także inne kraje – przede wszystkim Niemcy oraz Izrael. Wiadomo, że prowadzono tego typu próby także w Rosji, lecz stopień ich zaawansowania nie jest dokładnie znany.

Wydaje się, że w myśliwcach znajdują zastosowanie oba rodzaje testowanych obecnie dysz sterujących, tj. dysze dwuwymiarowe oraz dysze symetryczne osiowo. Oba rozwiązania mają swoje zalety i wady, zatem na razie lepiej wstrzymać się z oceną, do którego z nich należy przyszłość.

Oprócz dysz, równie istotne jest to, czego na ogół nie widać, to znaczy systemy komputerowe mogące poradzić sobie ze sterowaniem zarówno przy pomocy powierzchni aerodynamicznych jak i napędu, oraz zdolne wyzyskać do maksimum możliwości takiego układu. Wydaje się, że na tym polu zrobiono już bardzo wiele, ale złożoność problemu może sprawić konstruktorom jeszcze wiele niespodzianek i kłopotów. Takim sygnałem ostrzegawczym była katastrofa demonstratora YF-22 w bazie Edwards w kwietniu 1992, spowodowana złym działaniem komputerów sterujących.

Nie sposób obecnie przewidzieć, czy dysze i układy sterujące ciągiem będzie się powszechnie wprowadzać w nowych wersjach aktualnie produkowanych samolotów, a także jako modyfikację już użytkowanych. Zdecydują o tym przede wszystkim politycy i pieniądze. Wydaje się, że w obecnych, okrojonych budżetach zbrojeniowych nie będzie na to zbyt wielkich środków. Z drugiej jednak strony, związane z tym odmłodzenie i radykalna poprawa osiągnięć oraz zwiększenie możliwości flotyli istniejących samolotów, może stanowić atrakcyjną finansowo alternatywę wobec zakupu całkowicie nowych konstrukcji. Wszystko zależy od tego, które podejście zyska sobie większe poparcie i popularność.

## Literatura

1. Kolczyński K.: Sterowanie wektorem ciągu w samolotach myśliwskich. *Lotnictwo*, 1-15 czerwca 1993, str. 14-19
2. Nowicki J.: Rockwell/MBB X-31. *Lotnictwo*, 1-15 maja 1993, str. 24-30
3. Nowicki J.: Jakowlew Jak-38 Forger. *Lotnictwo*, 16-31 stycznia 1994, str. 21-28
4. Kolczyński K.: Pionowzlot Jak-141. *Lotnictwo*, 1-15 marca 1992, str. 32-26
5. Stolarczyk W., Szczeciński S.: Silniki samolotów V/STOL. *Lotnictwo*, 16-31 października 1993, str. 32-28
6. Nowicki J.: Samolot myśliwski STOVL roku 2000. *Lotnictwo*, listopad/grudzień 1991, str. 42-46
7. Jaxa-Malachowski R.: Samoloty supermanewrowe. *Skrzydłata Polska*, Nr.1, styczeń 1996, str. 5-10
8. Kramarski I., Moczulski L.: Harrier. *Przegląd Konstrukcji Lotniczych*, Nr.3/1994

## THRUST VECTORING

Maciej Krawczyk

Thrust Vectoring was known for many years and was successfully used in rocket engineering since 1930's. Quite recently increasing of aircraft manoeuvring capability was obtained by improvement of lift and control surfaces aerodynamics. At the moment when Digital Fly-By-Wire (DFBW) and Full Authority Digital Engine Control (FADEC) were used assisting control of aircraft, specialists decided to combine these systems creating integrated propulsion and aerodynamics control system. This system in connection with thrust vectoring nozzles allowed to realize in practice Post-Stall Manoeuvring conception. Researches were made using highly manoeuvrable aircraft: X-31, F/A-18 HARV, F-15 STOL/MTD, F-22 Lightning II.

Thrust vectoring is put into practice by using: thrust deflecting flaps, two-dimensional nozzle or Axisymmetric Vectoring Nozzle (AVEN). These systems enable to deflect stream of exhaust gases within the range  $\pm 20^\circ$  from engine axis.

However, the first aircraft using thrust vectoring were Vertical/Short Take-Off and Landing (V/STOL) aircraft. The most famous V/STOL aircraft is British Aerospace Harrier. This plane equipped with Rollce-Royce Pegasus engine is the best aircraft in his class. Russian Jak-38 and Jak-141 V/STOL aircraft, despite of very interesting technical solutions have considerably worse capabilities.