

ДВИГАТЕЛИ И ВЪЗДУШНИ ВИТЛА

По своята физическа природа теглителната сила е повърхностна сила. В основата на създаването и лежи реактивният принцип. Като вектор тя се характеризира от големина и посока на действие. Големината зависи от масата и скоростта на изтичащите от соплото газове (за газотурбинни двигатели) или масата и скоростта на въздушния поток отхвърлян от въздушното витло в обратна посока на полета. Може да се регулира чрез изменение на честотата на въртене (оборотите на двигателя) или стъпката на витлото.

В пилотируемата авиация основно се използват двигатели с вътрешно горене (бутални и газотурбинни), а в безпилотната, освен тях още електрически и пулсиращи. Буталните двигатели са широко разпространени в авиацията до 300 – 400 km/h, за по-големи скорости се използват турбовитлови, двуконтурни и едноконтурни газотурбинни двигатели.

При **безпилотните самолети** буталните двигатели с вътрешно горене са малогабаритни двутактови и рядко четиритактови двигатели.



Фиг.6.1. Витломоторна група на бутален двигател с вътрешно горене и реални конструкции (интернет).

Системите за запалване на двигателите от безпилотните самолети са най-често с магнето и искрова свещ. Горивото за такива двигатели е бензино – маслена смес (двутактова смес). Освен тях, в безпилотната авиация се използват и малки компресорни микродвигатели. В тях сместа от въздух и гориво (спирт, керосин и масло) при рязко сгъстяване в камерата на горене на цилиндъра се нагрява до самовъзпламеняване. Степента на сгъстяване се регулира от контрабутало, което може да се придвижва с винт. С постигане на оптимална степен на сгъстяване и подбор на състава на горивната смес може да се

постигнат достатъчно високи обороти. Двигателите и подбраните към тях витла след пускане и извеждане на работен режим до края на полета (изразходване на горивото) работят обикновено на един постоянен режим.

В последно време се възражда интересът към безкомпресорните **пулсиращи въздушнореактивни двигатели** за беспилотната техника. Тези двигатели имат проста конструкция, нямат тежките движещи се части на буталните двигатели и в тях се организира пулсиращ горивен процес в горивна камера, затваряна от множество пластинчати клапани. Цикълът на горене е близък до изгаряне в постоянен обем. След възпламеняване от искрова свещ налягането в горивната камера се увеличава рязко. След камерата на горене газовете изтичат от сопло, изпълнено като удължена тръба. За да работи пулсиращият двигател непрекъснато, е необходимо честотата на пулсации в горивната камера да бъде равен на честотата на колебания на газовъздушния поток в двигателя. Те са ефективни за беспилотни дозвукови самолети – снаряди (фиг. 6.2), за самолети – мишени и за малогабаритни беспилотни модели. Много са шумни, горивните камери се нагряват до високи температури, трябва да бъдат обезопасени от пожар, капризни са за пускане, което става със сгъстен въздух. В интернет има достатъчно информация за използването на пулсиращите двигатели в беспилотни модели.



Фиг. 6.2. Фау-1 ("Vergeltungswaffe – 1") – снимката е от интернет, направена е в американски музей.

Първите прототипи на Фау-1 показват много дефекти – нещо нормално за един принципно нов продукт. За да се установят причините за тези дефекти, няколко Фау-1 са снабдени с пилотска кабина в носа, но четирима пилоти – изпитатели загиват без да се получат резултати. Единствено

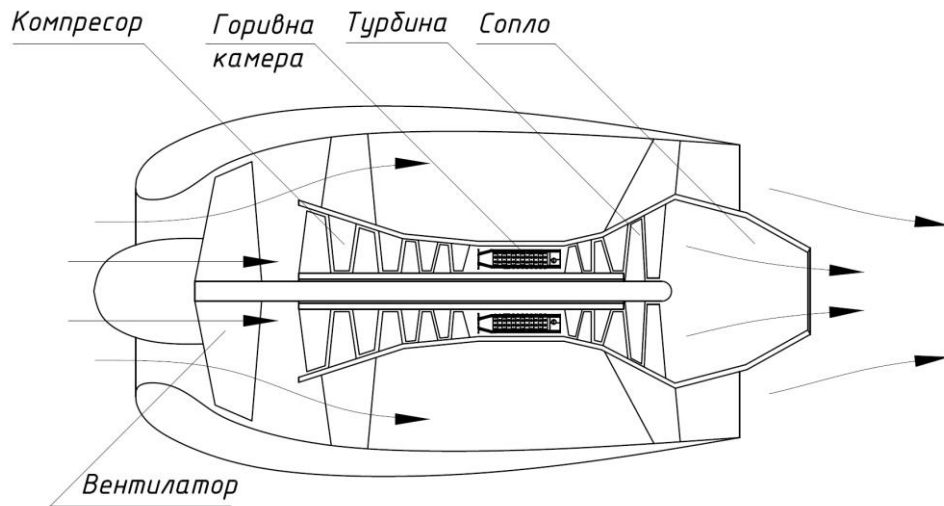
известната авиаторка Хана Райч успява да изпълни десет драматични полета, при които основните дефекти са изяснени.

Авиационните газотурбинни двигатели имат турбокомпресор, който включва обикновено последователно разположени по потока компресор, горивна камера и турбина. Компресорът и турбината са въртящи се лопатъчни машини. Горивната камера е неподвижна. Пред компресора е входното устройство, което намалява скоростта на потока. В най-простия случай входното устройство на дозвуковите самолети може да бъде дифузор (с увеличаващо се сечение на въздушния канал).

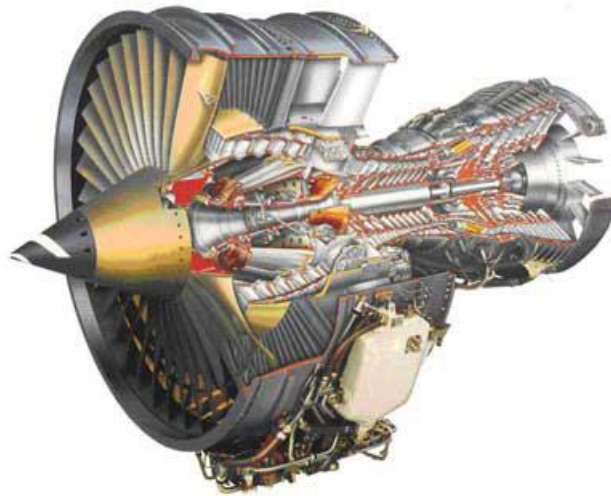
Компресорът служи за осигуряване на потребния разход на въздух и съгъстяването му до определено налягане, което е необходимо за организиране на ефективен горивен процес в горивната камера. Процесът на горене в камерата е при практически постоянно налягане. В турбината газовият поток с повишено налягане и температура се разширява и част от неговата енергия се преобразува в механическа работа на вала на турбокомпресора. При установен режим (постоянни обороти) мощността на турбината напълно се изразходва за задвижване на компресора и агрегатите за обслужване на двигателя и самолета (помпи, генератори и др.). При турбовентилаторните двигатели мощността на турбината се изразходва още и за работа на вентилаторната степен, а при турбовитловите двигатели за работа на витлото (което е движител, а не двигател). Главното достоинство на газовата турбина е голямата мощност, която тя развива при неголеми размери и тегло.

След турбината останалата енергия на газовете се използва за създаване на реактивна тяга в соплото (най-често стесняваща се част от изходното устройство и по-рядко сопло на Лавал – стесняващо – разширяващо се изходно устройство. В него газовете се разширяват, намаляват температурата си и се ускоряват до големи скорости на изтичане, от което се реализира пряко теглителна сила. Съвременните двигатели за въздушен транспорт в повечето случаи са двуконтурни. На фиг. 6.3 е показана схема на двуконтурен газотурбинен двигател, а на фиг. 6.4 – разрез на двуконтурен двигател. Потокът след входното устройство се разделя на два контура. Вътрешният контур осигурява работата на турбокомпресора, който има допълнителна турбина за задвижване на вентилаторната степен от втория контур. Във външния контур е разположен вентилаторът, който изпълнява фактически ролята на високонапорно въздушно витло. Увеличението на масовия

разход на въздух при малки скорости на изтичане от соплото при двуконтурните двигатели способства за намаляване на разхода на гориво в сравнение с едноконтурен турбореактивен двигател.



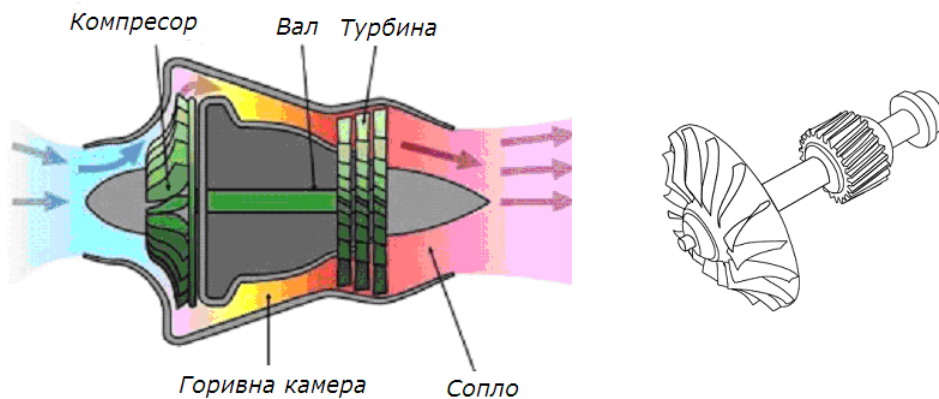
Фиг.6.3. Схема на двуконтурен турбовентилаторен газотурбинен двигател.



Фиг.6.4. Общ вид – разрез на турбовентилаторен двигател.

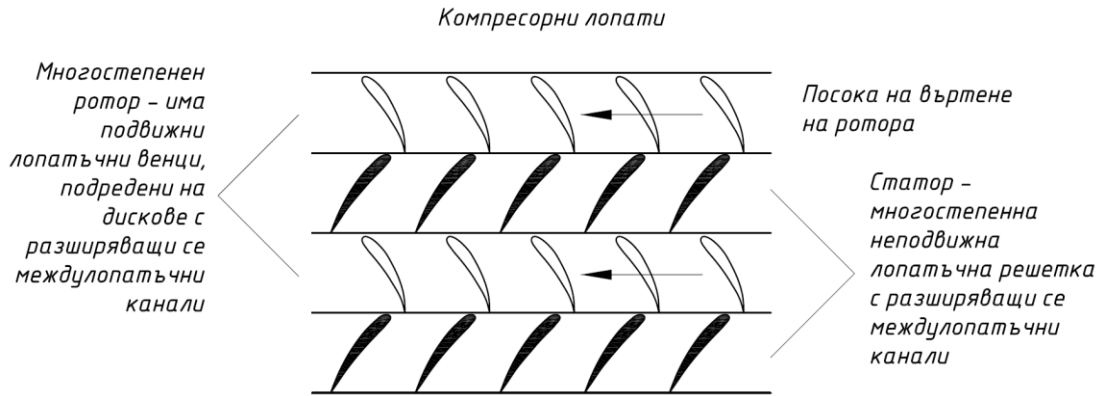
Компресорите биват два типа центробежни (фиг.6.5) или осеви (фиг.6.6). Центробежните се използват на маломощни двигатели, а осевите на двигателите с голяма теглителна сила и мощност на турбината. В осевите компресори въздухът преминава през разширяващи се междулопаткови канали и увеличава налягането и температурата си. За да се постигне потребното налягане и степен на сгъстяване, осевите компресори имат многостъпална схема. Всяко стъпало има неподвижен венец от направляващи лопатки и въртящ се диск с

наредени по периферията лопатки, които също имат разширяващи се междуплатъчни канали. Осевите компресорите обикновено са еднокаскадни или двукаскадни. Всеки каскад се задвижва от отделна турбина и между каскадите има само газодинамична връзка. При съвременните икономични газотурбинни двуконтурни двигатели с осев компресор може да се достигне степен на сгъстяване повече от 20. Такива компресори трябва да бъдат осигурени със специални устройства за устойчива работа при променлив режим по обороти. Двукаскадната схема е един от способите за постигане на такава устойчивост и изключване на т.н. „помпажни режими“, при които компресорът не може да осигури устойчив процес на течение през отделните степени, а изхвърля на порции въздух през първите стъпала. При „помпаж“ се чува характерен гръм в компресора и двигателят спира да работи, защото се срива пламъкът в горивната камера. Схемата на работа на осевия компресор като лопатъчна машина е показана на фиг. 6.6.



Фиг. 6.5. Общ вид на работно колело на центробежен компресор в схема на реактивен двигател.

Газовата турбина (схема на фиг.6.7) е температурно и механически най-натоварената част на турбокомпресора. За икономичност на двигателя температурата на газа пред сопловия апарат на съвременните двигатели може да бъде около 1,300 – 1,400 °К. Честотата на въртене на турбокомпресора от голямо-габаритните двигатели е до 10,000 min⁻¹. Такива температури и механични натоварвания изискват специални (жароустойчиви) сплави на никелова основа и охлаждаеми лопатки и дискове.



Фиг. 6.6. Схема, обясняваща работата на многостепенен осев компресор.

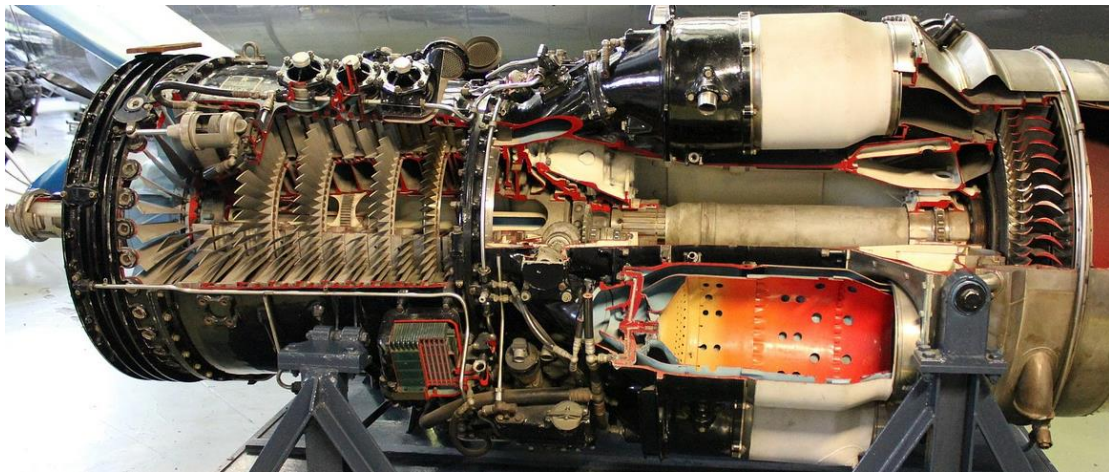


Фиг. 6.7. Схема, обясняваща работата на многостепенна осева реактивна турбина.

Камерата на горене трябва да осигури устойчив процес на горене на всички режими на двигателя. Конструкцията на камерата разделя постъпващия въздух на две части. Едната (първичен въздух, около 25 – 30%) отива в зоната на горене и осигурява изгарянето на основната част от впръскваното чрез форсунките гориво. По-голямата част от въздуха (вторичният поток), се смесва с продуктите на изгаряне и осигурява потребното (и безопасно) за лопатките на турбината поле на температурата. Устойчивият фронт на пламъка се поддържа от намаляването на скоростта и завихрянето на първичния поток в специални стабилизиращи устройства (завихрители). За първоначално разпалване на горивото се използват възпламенителни устройства, които имат искрова свещ и специални пускови форсунки. Съставът на сместа при пускане трябва да осигури надеждно разпалване на всички режими на полета (големи височини и скорости), за да може да се гарантира пускането на двигателя в полет след самоизключване, което може да стане и при проблемна работа на входното устройство или компресора (неустойчиви режими или кратко „помпаж“). От многообразието на въздействия върху работа на

горивната камера в полет най-съществени са налягането на въздуха и съставът на горивовъздушната смес. Намалването на височината и увеличаването на скоростта увеличават налягането в камерата и разширяват диапазона за устойчива работа. Поради това, повторно пускане в полет изисква изпълнение на предварително зададен режим и процедури (проверени в летателни изпитания) за най-надежден процес на пускане.

В конструктивно отношение горивните камери може да бъдат индивидуални, пръстеновидни или комбинация от двата типа. На фиг. 6.8 е показана фотография на разрез на двигател с индивидуални горивни камери (интернет).



Фиг. 6.8. Разрез на двигател с индивидуални горивни камери.

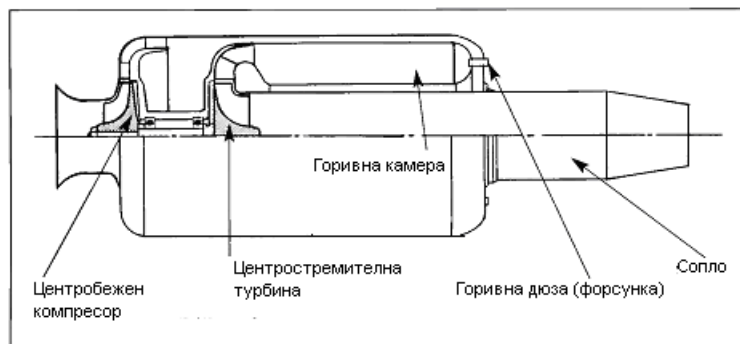
Турбовитловите двигатели (ТВД) са икономични и се използват за по-малки транспортни и учебни самолети до скорост около 600 – 650 km/h. Съществуват самолети с ТВД, които летят и на скорости, близки до околзвуквия диапазон. Мощността на многостепенната турбина се изразходва за въртене на турбокомпресора и въздушното витло. Турбината предава въртенето на витлото чрез планетен редуктор. В повечето реални конструкции ТВД са с малки разходи на въздух (15 – 20 kg/s) и съответно размери, а оборотите им на работен режим са по-високи от тези на двуконтурните. Витлото работи ефективно на по-малки обороти от турбокомпресора и затова се налагат редукторите.

На фиг. 6.9. е показан модерен учебно – тренировъчен самолет с турбовитлов двигател (снимката е от интернет).



Фиг. 6.9. Самолет "Pilatus PC-21" с ТВД "Pratt & Whitney Canada PT6A-68B с 1200 kW (1600 к.с.).

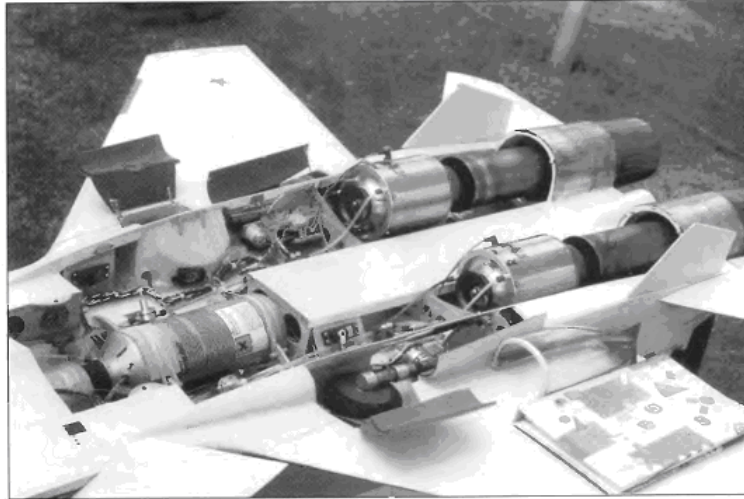
Много от съвременните безпилотните самолети и модели – копия на известни самолети имат газотурбинни двигатели, които по принцип на работа не се отличават от описаните. Основната разлика е в малките габарити, опростената конструкция и система за управление и регулиране. На фиг. 6.10, 6.11 са показани такива двигатели. Снимковият материал и схемите са заимствани от [2], [3], [4], публикувани в Интернет. Турбините могат да бъдат центростремителни и осеви, а компресорите – центробежни или осеви; съществуват схеми с осецентробежни компресори (първите няколко стъпала са осеви, а след тях е разположен центробежен компресор).



а) Външен вид на малогабаритен ТРД

б) Схема на малогабаритен ТРД с центробежен компресор и центростремителна турбина

Фиг. 6.10. Турбореактивни двигатели (ТРД) за безпилотни модели на самолети.



Фиг.6.11. Два миниатюрни ТРД, монтирани в самолет – копие на изстребител.

Параметрите на газовъздушния поток (тракт) при малогабаритните газотурбинни двигатели може да се приемат около следните стойности:

На входа в двигателя:

Температура 288 °К (15 °С);

Налягане 1.033 bar (1 бар е нормално атмосферно налягане – около 1 атмосфера)

Плътност $\rho=1.225 \text{ kg/m}^3$

На изхода от центробежния компресор:

Температура 377 °К (98 °С);

Налягане 2 bar (около 2 атмосфери)

Плътност $\rho=1.88 \text{ kg/m}^3$

Пред турбината:

Температура 973 °К (700 °С);

Налягане 1.92 bar

Плътност $\rho=0.69 \text{ kg/m}^3$

На изхода от соплото:

Температура 843 °К (570 °С);

Налягане 1.013 bar

Плътност $\rho=0.42 \text{ kg/m}^3$

Скорост на газовете $c=300 \text{ m/s}$

Управлението на газотурбинните и буталните авиационни двигатели става с ръчен лост (РУД – ръчка за управление на двигателя). На многодвигателните самолети има няколко лоста (според броя на двигателите). Особеното на съвременните авиационни двигатели е, че управлението е автоматизирано и става чрез компютър. Пилотът само задава режима, а компютърът определя оптимизираните сигнали към редица устройства, които подават горивото в горивните камери. Това осигурява устойчивост, висока ефективност и икономичност на двигателите. Такъв тип управление в англоезичната литература се среща като система „FADEC“ (Full Authority Digital Electronic Control). Авиационният двигател има много ограничения (например по устойчивост на компресора, на горенето, на честотата на въртене и др.) и всичко това изисква сложни управляващи алгоритми за изменение и поддържане на режима при външни смущения. Поради високата отговорност на цифровата система за управление, тя се резервира многократно за достигане на практическа безотказност при работа. На фиг. 6.12 е показан общият вид на един комплект на „FADEC“ за бутални двигатели (интернет).



Фиг. 6.12. Блок на цифрова система за управление на бутални двигатели.

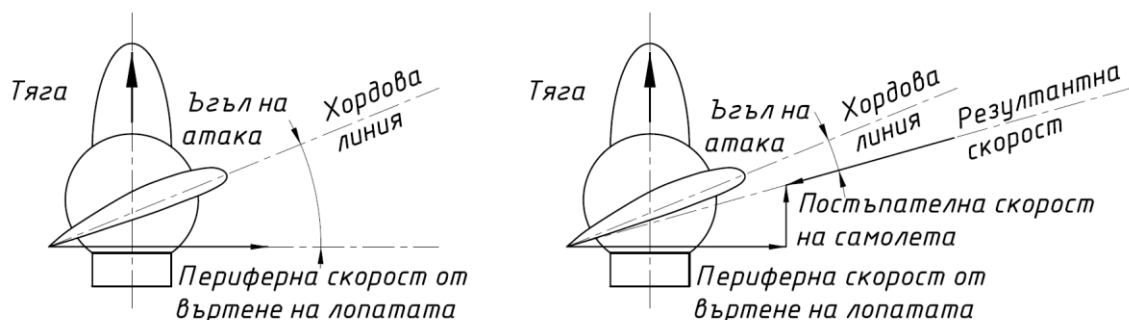
При безпилотните самолети управлението на двигателя е с лявото лостче на пулта за управление (“напред”-увеличаване на теглителната сила, “назад” – намаляване и спиране на двигателя.) С дясното лостче се управляват кормилото за височина и елероните. Кормилото за направление се управлява с отклонение на лявото лостче в съответната посока . В зависимост от посоката на гледане на безпилотния самолет в полет има вероятност да се получи неправилна оценка за потребната команда и да се допусне подаване на грешна команда с елероните и кормилото за направление. В

съвременните пултове за управление има възможност за реверсиране на командите.

6.1. Основни сведения за работата на въздушното витло.

Въздушното витло е движител и, за да създава теглителна сила, трябва да бъде задвижвано от двигател. Елементите на лопатите се движат в полет по спирална траектория във въздуха. По допирателната към тази спирална траектория на витлото въздушната среда обтича лопатата по подобие на крилото. При това се получават аеродинамични сили. Във всяко сечение на лопатата аеродинамичната сила може да бъде разложени на две компоненти. Едната компонента е по посока на полета и се нарича осева, а другата лежи в плоскостта на въртене и образува момент относно оста на витлото. Сумата от осевите (по посока на полета) сили на всички лопати представлява теглителната сила, а сумата от моментите представлява реактивният момент на витлото, който трябва да се преодолява от въртящия момент на двигателя. Освен аеродинамичната сила на всяка лопата от витлото действа и центробежна сила. Сумата от центробежните сили на лопатите от цялото витло е равна на нула, защото те взаимно се уравновесяват.

На фиг. 6.13. са показани сечения на лопатите, обтичани от въздушен поток.

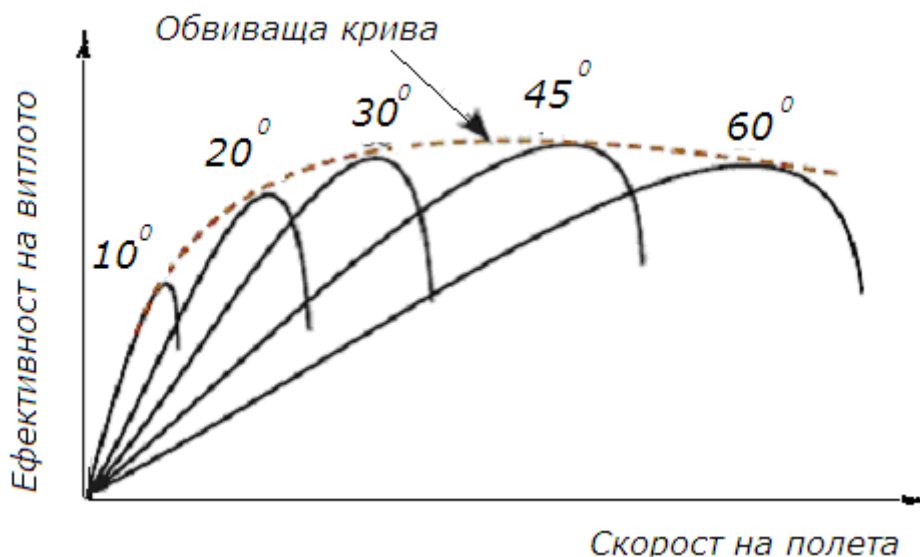


Фиг.6.13. Работа на елемент от лопатата при нулева скорост на самолета на земята и при полет със скорост $V > 0$.

Известно е, че най-ефективна е работа на профила при най-изгодния ъгъл. Поради това, конструктивно лопатата се прави с геометрично усукани по радиуса сечения: ъгълът на поставяне е най-голям в корневата част (при втулката на витлото) и най-малък по периферията. Но това не е достатъчно, защото в полет с различни скорости ъгълът на атака се променя – при увеличаване на скоростта на полета той се намалява. За

да работи ефективно въздушното витло в широк диапазон от скорости, трябва да се променя и ъгълът на поставяне: при увеличаване на скоростта този ъгъл трябва да се увеличава (фиг. 6.14), Например за самолета Ил-18 при скорости 660 km/h ъгълът на поставяне е 50° на т. н. контролно сечение (обикновено около 75% от радиуса). По този начин най-добре се съгласува работата на двигателя и витлото. Изменението на ъгъла на поставянето на лопатите от витлото се прави така, че на работните режими честотата на въртене (оборотите) на вала да са постоянни. Това се осигурява освен от специални сервомеханизми във втулката на витлото, но и от регулатора на оборотите, който управлява горивния поток в двигателя.

Ъгълът на поставяне на витлото определя така наречената **стъпка** - на условна винтова повърхност, част от която е лопатата. Стъпката на витлото, за разлика от ъгъла на поставяне, има линейни измерения (сантиметри, инчове).



Фиг.6.14. Ефективност на витлото с променлив ъгъл на поставяне (променлива стъпка) при различни скорости (обвиваща крива).

Разпределението на масите на лопатите е такова, че центробежните сили създават усукващ момент на лопатите и ако те имат възможност да се въртят, то под действието на центробежните сили биха застанали на минимален ъгъл на поставяне. На това се противопоставя сервомеханизмът, с който се управлява ъгъла на поставяне (или по-кратко стъпката на витлото). Сервомеханизмите са хидравлични с бутало за промяна на стъпката.

Съществуват особени режими, за които такава програма на управление не е достатъчна. Например при отказ на двигателя регулаторът на оборотите ще намалява ъгъла на поставяне на лопатите, което създава повишено съпротивление или даже отрицателна теглителна сила. Това може да доведе до авария. За да не се допусне това, има специални устройства, които привеждат витлото в положение на минимално съпротивление на полета. Това се нарича „**флюгиране на витлото**“ – лопатите са обърнати с атакуващия ръб по посока на полета. Отрицателна тяга може да настъпи не само при отказ на двигател, но и при рязко намаляване на горивото на голяма скорост. Тогава регулаторът, стремяйки се да поддържа оборотите ще намалява ъгъла на поставяне на лопатите до минимален и ъгълът им на атака може да стане отрицателен, тягата също може да стане отрицателна. Затова в полет намаляването на ъгъла на поставяне на лопатата е ограничено до специално подбран ъгъл на поставяне.

Витлата на малките безпилотни самолети и на авиомоделите се правят с постоянна стъпка и се подбират опитно към двигателя. Те може да работят като теглещи или тласкащи витла. Схемата с тласкащи витла е разпространена и при някои леки транспортни самолет (фигури 6.15 и 6.16 – самолет Пиаджо в пилотируем и безпилотен вариант).



Фиг. 6.15. Безпилотният “Aero P.1HH Hammer Head” е разработен на базата на бизнес – самолета P.180 Avanti (http://pan.bg/view_article-59-28082-DEX-2015).



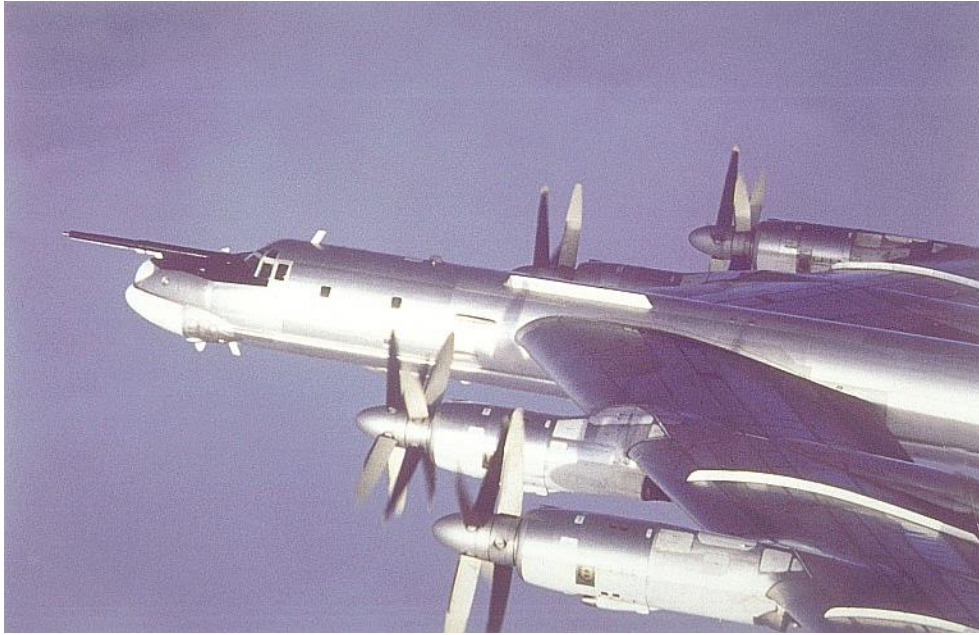
Фиг. 6.16. Пилотируем бизнес – самолет Piaggio P.180 Avanti.

В поведението на витловите самолети оказва влияние и жирокопичният момент от витлото, който възниква при еволюции на самолета, когато оста на витлото се върти пространствено. Особености има и при движението по пистата за излитане и кацане.

За двигателите с голяма мощност приложение имат т. нар. съосни витла, които се въртят в различни посоки (фиг. 6.17).

Витлото има добър коефициент на полезно действие при честота на въртене 700 – 1200 обороти за минута, което е значително по-малко от оборотите на турбокомпресора. Затова, въртенето на витлото от двигателя става чрез редуктор, обикновено планетарен вид – едностепенен или двустепенен. Редукторите на двигателите със съосни витла са от т. нар. диференциален тип – с две степени на свобода на изхода.

Предавателното отношение на редукторите за ТВД е $i = \frac{n_{\text{ВИТЛО}}}{n_{\text{ДВ}}} = 0.06 - 0.2$, а при бутални двигатели $i = 0.3 - 0.9$. За измерване на въртящия момент на двигателя в редукторите има измерители на въртящия момент (торсионен тип), които се използват в системите за ограничение на мощността на малки височини (за т. нар. височинни двигатели) и за автоматично флюгиране на витлото при отказ на двигателя.



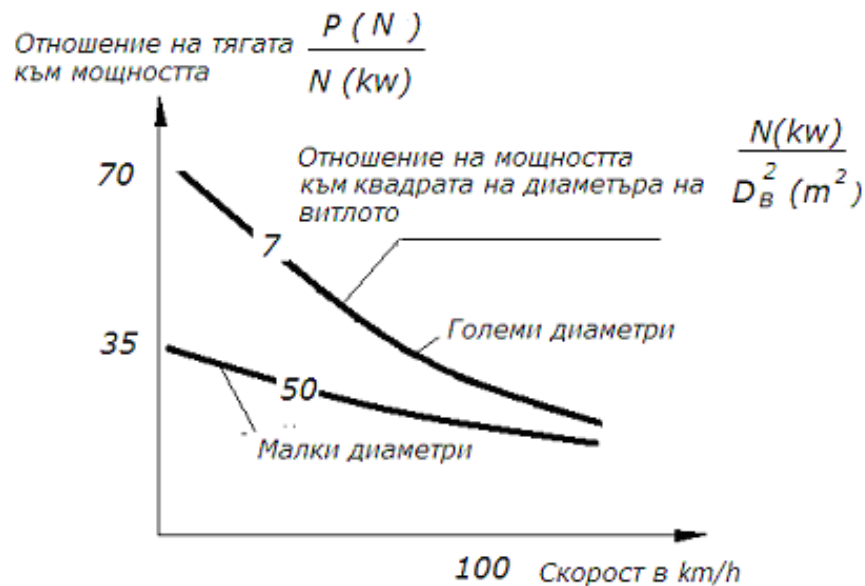
Фиг. 5.17. Съосни витла на Ту-95 (4 бр. ТВД x11000 kW; обща теглителна сила от всички двигатели 470880 N; максимална полетна маса 172000 kg; тяговъоръженост 0.279; макс. скорост 882 km/h; крейсерска скорост 730 km/h.

При моделистите е важно да се знае кои са факторите, от които зависи тягата на витлото. Теоретично тя най-общо зависи от три параметра:

- Мощност на двигателя;
- Диаметър на витлото ;
- Скорост на полета;

Представа за тази сложна зависимост е показана на фиг.5.18. От графиката е видно, че при малки скорости (на старта) тягата силно зависи от диаметъра на витлото (големи диаметри са по-изгодни), но към 100 км/ч и повече тази зависимост е несъществена. На практика реалните витла имат с 10...25% по-ниска тяга от теоретичната, получена от подобни на фиг.5.18 зависимости. **В полет от един kW се получава около (15..20)N (нютона) тяга; стартовата тяга може да се измери.**

При големи диаметри и високи обороти се създават условия за развитие на вълнови кризис по периферията на витлата, което не бива да се допуска, защото е свързано с големи загуби на мощност за преодоляване на вълновото съпротивление.



Фиг.5 .18. Принципно протичане на теоретичната зависимост на тягата от основните фактори: диаметър, мощност и скорост на полета.

Мощността на двигателите в експлоатационния диапазон зависи практически линейно от оборотите и затова най-удобен и прост начин за управление на тягата е чрез изменение на оборотите на двигателя (честотата на въртене).

Литература по темата

1. Anderson, D. F., S. Eberhardt, **Understanding Flight**, McGraw – Hill Companies, New York 2001, публикувана и в Интернет.
2. Schreckling, Kurt **Home Buit Model Turbines**, Интернет MODELIST.BG
3. Schreckling, Kurt, **Gas Turbine Engies for Model Aircraft**, Интернет MODELIST.BG
4. Kamps T., **Model Jet Engines**, Интернет MODELIST.BG
5. Бехтир П. Т., В. П. Бехтир, **Практическая аэродинамика самолета Ил-18**, изд. Транспорт, Москва 1972 г.