

СПОСОБИ ЗА ПОДОБРЯВАНЕ НА АЕРОДИНАМИЧНИТЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НА САМОЛЕТА

Самолетът се проектира за определена работа (превоз на пътници, товари, специфични задачи на военната авиация). На полетните режими, при които се осъществява тази дейност, протича по-голяма част от експлоатацията и ефективността на самолета като машина там следва да бъде най-висока. Това значи минимални разходи за осъществяване на определената работа. Минимизирането на разходите за експлоатация става чрез прилагането на комплекс от мероприятия, едно от които е аеродинамичното съвършенство на самолета на основните режими за експлоатация. Освен това, всеки самолет следва да лети безопасно във всякакви условия, които може да предложи експлоатацията. Нивото на безопасността на полета е най-важната категория, която определя съдбата на самолета в триъгълника „човек – машина – околна среда“.

При създаването на модели – копия на летящи самолети се копират и редица аеродинамични особености. Успешното им дистанционно управление изисква разбиране на аеродинамиката на схемите и яснота по всички подробности на конструкцията.

Методите за аеродинамичното съвършенство на самолета, които са разработени и прилагани до сега, са основно за:

- намаляване на съпротивлението на самолета на високи скорости (окологлукови, свръхзвукови);
- намаляване на неблагоприятните последствия от откъсването на потока на големи ъгли на атака.

В тези две направления е разгледано по-нататък състоянието на въпросите към настоящия момент. С навлизането на компютърната техника в авиацията, редица технически решения може да бъдат проверени при моделиране и това съществено разшири възможностите за подобряване характеристиките на самолета.

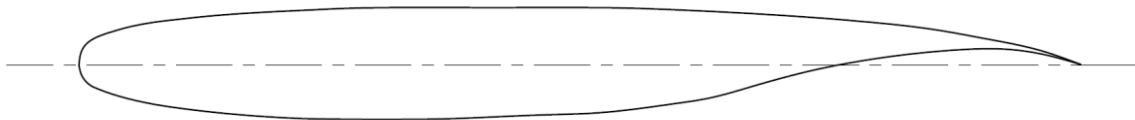
Върху аеродинамичните характеристики на самолета най-съществено влияние оказват: формата на профила, формата на крилото в план и набора от профили по разпереността, формата на самолетното тяло (фюзелажа) и взаимното разположение на частите на самолета.

4.1. Намаляване на челното съпротивление.

По експериментални данни за конкретен самолет [7], на крилото се дължи около 57% от съпротивлението, на опашните плоскости 7%, на тялото 16%, на гондолите на двигателя, разположени на тялото, 10% и на вредната интерференция – 10% [7 – 18 стр.]. За повечето самолети е ясно, че основната част, която създава пълната аеродинамична сила е и източник на голяма част от съпротивлението, за уравнивяването на което в установен полет двигателите следва да изразходват гориво. Аеродинамическото усъвършенстване е най-ефективно за крилото и схемата на самолета като цяло. Възможностите на аеродинамичните способности за усъвършенстване не са неограничени, но в редица случаи експериментално потвърдени подобрения дават видимо повишаване на ефективността на самолета.

Формата на профила и особено неговата относителна дебелина \bar{c} оказва влияние основно на коефициента на безиндуктивно (пасивно) съпротивление c_{x0} . Например, при увеличение на \bar{c} от 6% на 12% до $M \leq M_{кр}$ коефициентът c_{x0} нараства приблизително с 25%...30%. На числа $M > M_{кр}$ и особено на свръзвукви скорости, относителната дебелина на профила \bar{c} оказва по-съществено влияние върху съпротивлението при нулева подемна сила. При същото увеличение на относителната дебелина (от 6% на 12%) – c_{x0} в околосвуквия диапазон се увеличава приблизително 4 пъти. Това се дължи първо на факта, че вълновото съпротивление се появява на по-малки числа M , т. е. намалява се критичното число $M_{кр}$, второ – при по-дебелите профили коефициентът на съпротивление c_{x0} с увеличение на числото M нараства по-интензивно. При еднаква относителна дебелина най-малко съпротивление има ромбовидният профил образуван от плоски повърхности. Такъв профил, обаче, на малки дозвукви скорости има лоши аеродинамични характеристики – по-голямо съпротивление и откъсване на потока на малки ъгли на атака. Затова при самолети с голям диапазон на скорости се избират тънки профили, с криволинейни повърхности и закръглени носови части.

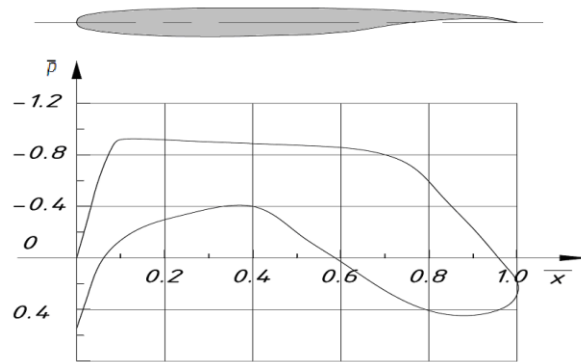
Профилите на крилото в зависимост от предназначението на самолета се подбират за основния режим на полета. Така например, за пътнически и транспортни самолети, които летят на дозвукови скорости, но близо до околосвуковия режим ($1 \geq M \geq M_{кр}$) на височини близо до границата на тропосферата (10000 m ... 11000 m) се използват т. нар. **свръхкритични профили**. Тези профили имат малко вълново съпротивление и в сравнение с другите профили със същата относителна дебелина имат по-плавно обтичане и ограничаване на зоните с откъсване на потока в задната част на профила. Горният контур на такива профили има малка изкривеност, а в опашната част на долната повърхност има т. нар. „подрязване“, с което се цели да се повиши налягането под профила. На фигура 4.1. е показан общ вид на свръхкритичен профил с особеностите в задната част [5 – стр. 89].



Фиг.4.1. Общ вид на свръхкритичен профил

Ламинарен профил е този, който запазва ламинарен граничен слой на по-голямата част от горната и долна повърхност на основния полетен режим. Тези профили имат изтеглени назад по хордата положения на максималната дебелина и кривина. Такива профили са приложени например още на самолет Ил-18 с $M_{кр}=0.65$ и крейсерски скорости (на продължителен полет по маршрута) 650 km/h [3 – стр.10].

При разработката на свръхкритичните и ламинарни профили се стремят на основните режими разреждането на горната страна на профила да има сравнително постоянна област т. нар. „площадка“, която обхваща от 10% до 60% от хордата (фигура 4.2.). Такова разпределение е благоприятно и за поведението на целия самолет на режимите, когато се откъсва потокът (големи ъгли на атака), няма рязко разпространение на зоната на срива, защото кинетичната енергия на потока по горната част е голяма и се задържа практически постоянна на голяма част от профила [5 стр.7].



Фиг. 4.2. Обща картина на разпределение на коефициента на налягането $\bar{p} = \frac{p_M - p_0}{q}$ по хордата ($\bar{x} = \frac{x}{b}$), характерна за свръхкритичен профил. По горната повърхност стойностите достигат $\bar{p} = -0.9$

Свръхзвуковите профили са с малка относителна дебелина (под 5%...6%) и остър преден ръб. Такива профили имат ниско съпротивление, но неблагоприятни характеристики на големи ъгли на атака.

Използваният в примерите профил NASA 2315 е с относителна дебелина 15% и е за дозвукови самолети с подкритични скорости ($M \leq M_{кр}$). За такива профили е характерно сравнително плавно обтичане на носовата част на средни ъгли на атака, при което критичната точка се намира в началото на долната повърхност. Плавно обтичане на добре закръглената носова част създава разреждане в носовата част и т. нар. „засмукваща сила“, която намалява индуктивното съпротивление. Засмукваща сила възниква само на определен диапазон от ъглите на атака.

На свръхзвуковите профили и всички профили с малък относителен радиус на закръгление на носовата част засмукваща сила не възниква.

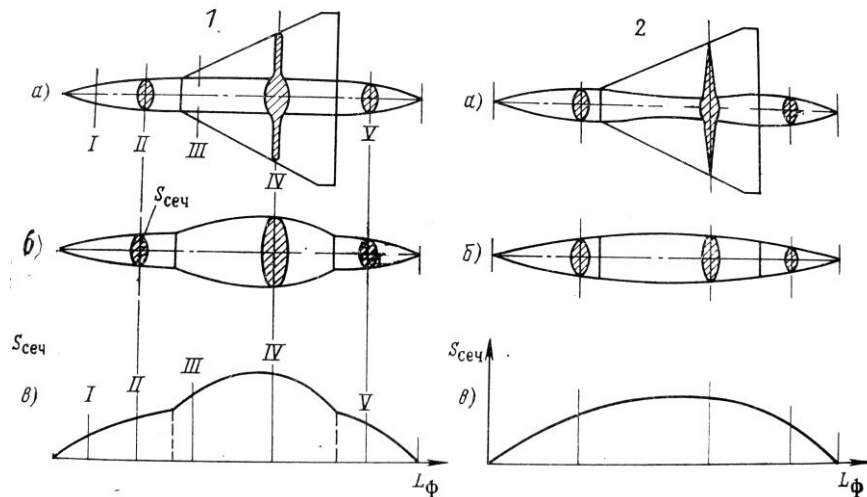
На някои профили с малък радиус на закръгление в носовата част е възможно да се получи засмукваща сила, ако предният ръб по разпереността се прави отклонен надолу на ъгъл превишаващ ъгъла на атака, който съответства на основния режим на полета. Предназначението на такова оформяне на носовата част е да се

намали индуктивното съпротивление на високи дозвукови и околосвукови скорости, да се увеличи качеството на самолета на режимите с голяма продължителност на полета. Това се нарича „коническо засукване“ на носовата част на крилото. Плоскостта преминаваща по средната линия на профилите от набора на крилото е огъната и носовата част наподобява конична повърхност.

Освен подбор на профила, основен метод за намаляване на съпротивлението в околосвуковия диапазон е прилагането на стреловидност по атакуващия ръб на крилото. В аеродинамично отношение за създаването на подъемна сила от стреловидното крило главна роля играе компонентата на скоростта, която е перпендикулярна на атакуващия ръб. Тя е по-малка от скоростта на полета и от там всички явления на вълновия кризис се отдалечават на по-големи числа M .

За самолетите от периода на 50...60 години на XX век е характерно детайлното изследване на проблемите с преодоляване на звуковата бариера. За военните самолети от това време, които първи достигат до проблемите на звуковата бариера, е установено, че съпротивлението може значително да се намали в околосвуковата област, ако те са проектирани под т. нар. **„правило на площите“**. Изследването на взаимното влияние на крилото и фюзелажа позволява това правило да се формулира така: в околосвуковата област на скоростите челното съпротивление на крилото и фюзелажа ще бъде минимално, ако **площите на напречните сечения на системата „крило-фюзелаж“ по дължината на самолета на участъка на съчленяването на крилото с тялото не се променят**. Съпротивлението на такова съчетание е подобно на тяло с плавно обтекаеми симетрични форми (тяло на въртене). Теорията за изчисление на съпротивлението на такива тела е доказала рационалността на идеята. Потвърждават го и изпитания в аеродинамична тръба. Понататъшната проверка на тази идея става на практика при проектирането на самолети от фирмите „Грумман“ и „Конвеър“. Например, на самолет F-102A (САЩ) е направена модификация с изпълнение на съчленението „крило-тяло“ по правилото на площите. До модификацията този самолет с типична компоновка на свръхзвуков самолет с триъгълно крило, не е можел да премине звуковата бариера. След модификацията F-102A с непроменен двигател развил свръхзвукова скорост даже при набор на височина. На фигура 4.3. е показана комбинацията крило-тяло за

самолета F-102A в двата варианта: до модификацията (1) и след модификацията (2) [2 – стр. 351].



Фиг. 4.3. Комбинация „крило – фюзелаж“ до (1) и след модификация по правило на площите (2).

Прилагането на правилото на площите изисква свиване на средната част на тялото. Най-голям ефект правилото на площите има при нулева подъемна сила ($c_y = 0$) и с увеличаване на ъгъла на атака този ефект намалява. Това се обяснява с факта, че с увеличаване на ъгъла на атака, все по-голяма част от съпротивлението се дължи на индуктивното съпротивление, което е свързано с подъемната сила. Правилото на площите има ефект само при вълновото съпротивление. Печалбата е съществена до $c_y \approx 0.3$, а на трансзвукови скорости коефициентът $c_y \approx 0.05 \dots 0.25$. Експериментите показват, че в диапазона $M = 0.95 \dots 1.05$ (където е максимумът на вълновото съпротивление) свиването на фюзелажа намалява съпротивлението с 60...80%. При по-нататъшно увеличаване на числото M ефектът от правилото на площите намалява и при $M = 1.7 \dots 2$ е незначителен.

Фюзелажите на много съвременни дозвукови и свръхзвукови самолети са направени по правилото на площите. Този ефект се оказва особено полезен за пътническите и товарни самолети, които имат малка тяговъоръженост (отношение на теглителната сила към теглото на самолета). Силното нарастване на съпротивлението в околосвуквата област при малък излишък от тяга (двигатели с

малка теглителна сила) удължава времето за набор на височина и увеличава значително разхода на гориво.

Ефектът на правилото на площите е валиден не само за комбинацията „крило – тяло“, но и за опашните плоскости, гондолите на двигателя, кабините на военните самолети, контейнери, окачваеми резервоари, конформни резервоари и др.

Забележимо е намаляването на съпротивлението при използване на концепцията за обединяване на крилото и тялото като носещи части на съвременните маневрени самолети (т. нар. „интегрална схема“, която имат изстребителите Су-27, F-18 и др.). При тази концепция има плавни преходи от крилото в тялото, намалява се обтекаемата повърхност и съпротивлението на триене [1 – стр. 104].

4.2. Усъвършенстване аеродинамиката на самолета при големи ъгли на атака.

На големи ъгли на атака самолетът може да попадне при намаляване на скоростта и управление с цел да се съхрани хоризонтален полет или да се поддържа плавно снижение. Такива са режимите най-често при подготовка на самолета за кацане. Военните свръхзвукови самолети, освен при излитане и кацане летят на малки скорости и големи ъгли на атака при дозареждане във въздуха, когато са принудени да летят в синхронизиран режим със самолета цистерна, който е дозвук.

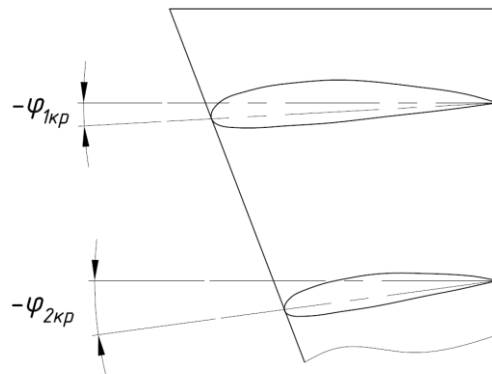
Фактът, че за създаването на подъемната сила основна роля има компонентата на скоростта, перпендикулярна на атакуващия ръб, значи, че стреловидното крило създава и по-малка подъемна сила, особено на малки скорости в полетна конфигурация (защото във формулата за подъемната сила скоростта се повдига на квадрат). Естественият извод от този факт е, че за да създаде нужната подъемна сила, стреловидното крило трябва да лети с по-голям ъгъл на атака от правото крило за едни и същи скорости. Това поражда редица проблеми на малки скорости за пътническите самолети със стреловидни крила и на военните самолети в диапазона на големите ъгли на атака.

Много важна за безопасността на полета е моментната характеристика на самолета като цяло. Поведението на самолета зависи както от режима на обтичане на крилото, така и от състоянието на потока в областта на хоризонталния стабилизатор,

който, както беше отбелязано, формира надлъжната статична устойчивост като премества аеродинамичния фокус зад центъра на тежестта на самолета. Стреловидното крило, наред с положителното свойство – да отдалечава вълновия кризис и да позволи самолетът да се експлоатира на високи дозвукови скорости икономично, има и отрицателни ефекти за моментната характеристика на самолета. Това се дължи на обстоятелството, че откъсването на потока за крило набрано от еднакви профили настъпва първо в крайните хорди, Самолетът интензивно кабрира и провокира бързо излизане на големи ъгли на атака със всички негативни последици за безопасността на полета.

Съществуват разнообразни способи за предотвратяване на ранния срыв в краищата на стреловидното крило. По-разпространените са следните:

- Геометрично засукване на крилото – представлява специфично разположение на профилите по разпереността в посока от корневите сечения към крайните, при което конструктивно е предвидено крайните профили да са на по-малък ъгъл на поставяне спрямо корневите. Това в полет, при отчитане и на еластичната деформация, осигурява по-малки реални ъгли на атака на крайните сечения в сравнение с корневите.



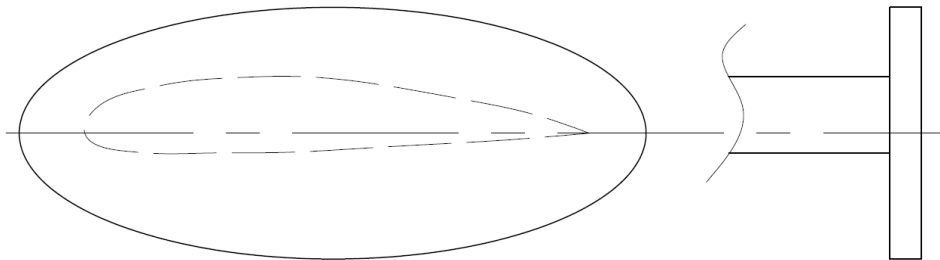
Фиг.4.4. Геометрично засукване на крилото

- Аеродинамично засукване на крилото – поставяне в краищата на стреловидното крило т. нар. „по-носещи“ профили, т. е. профили с по-високо $c_{y_{max}}$ и голям критичен ъгъл на атака.

- Аеродинамични прегради (гребени) на горната част на стреловидното крило. Поставят се една или две плоскости в средната част на крилото, които въздействат на компонентата на

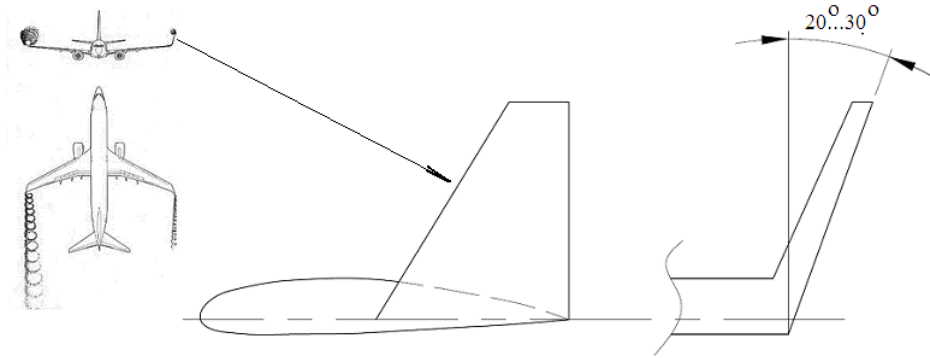
потока, която е по посока на линията на атакуващия ръб (другата компонента на потока е перпендикулярна на атакуващия ръб). Това ограничаване на потока по разпереността не позволява да се натрупва дебел граничен слой в крайните сечения и така се влияе на сивните и моментни характеристики на крилото (задържа откъсването на граничния слой).

- Поставяне на крайни шайби на крилото – представляват елипсообразни или овални плоскости, поставени в краищата на крилото за ограничение на протичането на потока от долната повърхност на крилото на горната, което течение също провокира ранно откъсване на граничния слой и потока в краищата на стреловидното крило.



Фиг.4.5. Крайни шайби

- Поставяне на крайни плоскости с трапецовидна форма (стреловидни) в края на крилата, които най-често са развити над горната повърхност (winglet). Те може да се разглеждат като разновидност на крайните шайби. Намаляват протичането на въздух върху горната повърхност и задържат откъсването на граничния слой. Освен това те намаляват индуктивното съпротивление на крилото и увеличават аеродинамичното качество. Поставят се на съвременни транспортни самолети А-380, А-318, А-320s (Aerospace 2-2000, стр. 6), А340-500, Boeing 747-400 (Aerospace 2-2000, стр.18), Bombardier Flexjet-(Aerospace 2-2002, стр. 12, 63). Тези допълнителни „крилца“ може да са под ъгъл към крилото и са с площ около 2%....4% от площта на крилото.



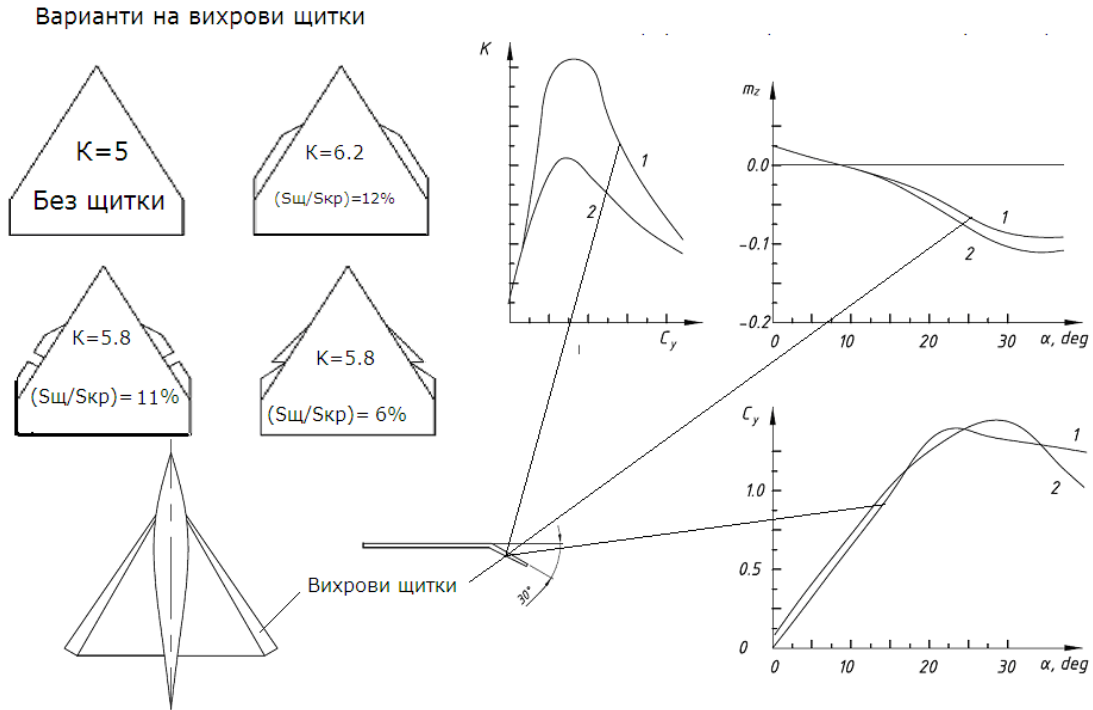
Фиг.4.6. Уинглети (winglet, wingtip device)

• Създаване на условия за образуване на устойчиви вихрови шнурове на горната повърхност, които интензифицират потока, увеличават разреждането и ограничават протичането по разпереността в посока от корневите към крайните сечения и с това намаляват предпоставките за ранно откъсване на граничния слой в тези сечения. Реализира се целенаправлено (полезно) откъсване на потока и завихряне в определени точки. Такива преднамерени ефекти предизвикват специални издадени напред участъци от крилото от средата към краищата („зъб“ или „отстъп“) или прорези в посока на хорда от средната част на крилото. Те са генератори на устойчиви вихри. Подобно действие има и крилото със сложна форма в план, което има централна триъгълна част с голяма стреловидност и две стреловидни или трапецовидни конзоли с умерена стреловидност по атакуващия ръб. Понякога такива крила се наричат „двойна делта“, „синусоидално“ или „готическо“ крило. Мястото на прехода от голяма към малка стреловидност служи за генератор на устойчиви вихри. Точното разположение и ефектите на такива полезни вихрогенератори се определят експериментално на големи ъгли на атака с отчитане на въздействието и върху опашните плоскости, разположени зад крилото.

4.3. Аеродинамични ефекти за подобряване на качеството на самолета

На някои самолети се срещат т. нар. „**вихрови щитки**“, служещи за увеличение на качеството $K = \frac{C_Y}{C_X}$ на самолета с триъгълни крила. Те представляват пластинки с различна форма огънати под около 30° и разместени по предния ръб на крилото.

Вариантите може да бъдат различни, уточнявани в процеса на аеродинамичния и летателен експеримент. Подобрието на качеството е съществено, а на изменението на критичния ъгъл на атака и моментните характеристики на крилото е незначително.



Фиг. 4.7. На характеристиките $K = f(c_y)$, $m_z = f(\alpha)$, $c_y = f(\alpha)$ с 1 е отбелязано крилото с вихрови щитки, а с 2 крило без вихрови щитки.

4.4. Примери от практиката на самолетостроенето

Като пример за аеродинамическо усъвършенстване и решаване на проблемите с моментните характеристики на самолета със стреловидно крило на фигура 4.8 е показано крилото на самолет Ил-62 [7 – стр. 12, 13]. На това крило при крейсерски режим на полета, посредством комплексно прилагане на известни, полезни, аеродинамични, местни ефекти, са решени компромисно редица проблеми, породени от схемата на самолета. Главни цели са: намаляване на съпротивлението, повишаване на качеството и подобряване на моментната характеристика на крилото на големи

ъгли на атака $m_z = \frac{M_z}{qSb_a} = f(\alpha)$. Приложени са:

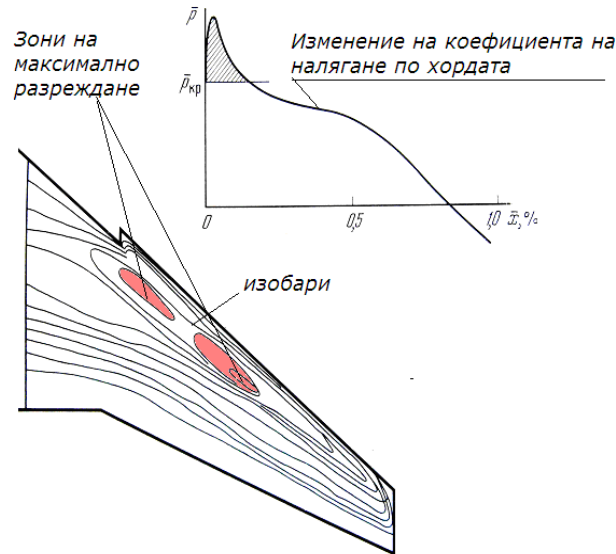
- рационален набор от профили по разпереността с геометрично усукване;

- „отстъп“ в средната част на крилото и конично засукване на носовата част от крилото.

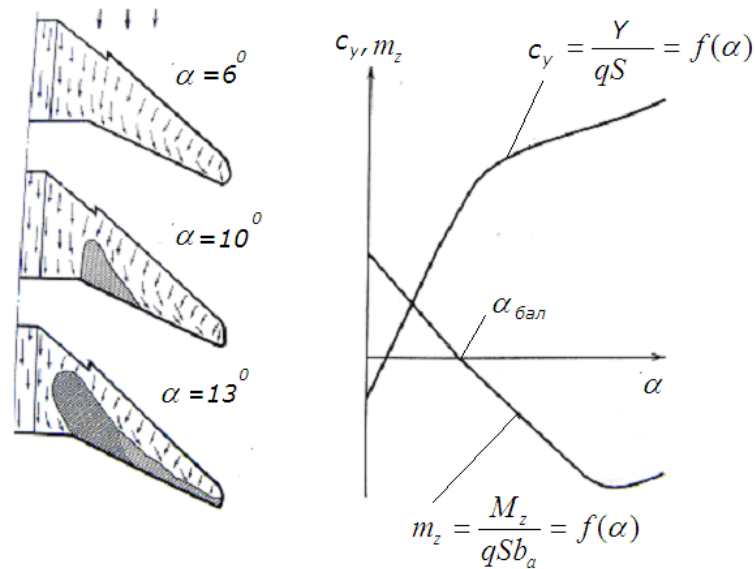
В резултат на прецизна експериментална работа е постигнато за крейсерски режим преместване на мястото на най-голямото разреждане в средата на крилото (около средната аеродинамична хорда) Линиите на изобарите прекарани на основата на експериментален материал показват, че местната свръхзвукова зона е ограничена само в малък участък около средата на крилото. Там разреждането има изразен пик и възниква вълнови кризис само в ограничената зона, което намалява съпротивлението на крилото при $M = 0.8$ (фиг. 4.8). Местните свръхзвукови зони са със слаби скокове на уплътнение, разполагат се в предната част на профила, пред максималната дебелина и не предизвикват забележимо вълново съпротивление на крейсерски режим. В резултат, високото значение на качеството на самолета, получено на малки скорости, се запазва практически без изменение в широк диапазон от скорости ($M = 0.4...0.8$). В останалата част от разглеждания профил на крилото, потокът е дозвуков, има малък градиент на намаляване на разреждането към изходящия ръб на крилото (коефициентът на налягане \bar{p} плавно отива към нула в задната част на профила). Откъсването на потока настъпва първо в задната част на профилите в средата на крилото на ъгли на атака около $\alpha = 10^\circ$ и се разширява по цялата изходяща част на крилото, като по-голямата зона на срива е в центроплана на крилото (фиг. 4.9).

На предната част на крилото има отклонена надолу и конично засукана носова част, която наподобява напластяване (фиг. 4.12д). Тя подобрява характеристиките на крилото главно на големи ъгли на атака (в руската терминология го наричат „напльв“). Експериментално е установено, че такова оформяне на носовата част подобрява и качеството на самолета в сравнение с немодифицирано крило, повишава $C_{y_{max}}$ и критичния ъгъл на атака, особено при излитане и кацане. „Отстъпът“ е рязко издаване напред на част от атакуващия ръб, в мястото където започва модификацията на носовата част. Той е ефективен генератор на полезни вихри.

На приведените по-долу схеми и графици от [7 – стр. 13...17] са илюстрирани резултатите от аеродинамичното усъвършенстване на крилото на самолет Ил-62.



Фиг. 4.8. Линии с еднакво налягане по горната повърхност на крилото при крейсерски режим (за продължителен полет) на самолет Ил-62.



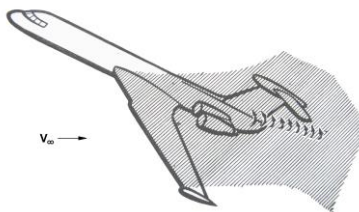
Фиг. 4.9. Зони на откъсване на потока при увеличаване на ъглите на атака и характер на разпространението на свива, както и протичането на зависимостите $c_y = f(\alpha)$ и $m_z = f(\alpha)$ на самолет Ил-62.

4.5. Явлението „суперсрив“ на потока.

На фигура 4.10 е показана схематична картина, която илюстрира неблагоприятното явление “суперсрив” за надлъжната

устойчивост на големи ъгли на атака. В концепцията и схемата на самолета са заложили стреловидно крило, задно разположение на двигателите на тялото и "Т"-образна опашна част.

Всички самолети със задно разположение на двигателите имат в една или друга степен изразено засенчване на опасните плоскости и кормилата от откъсналия се поток от крилото. Това води до особености на големи ъгли на атака и необходимост от разработване на специални мерки за подобряване на моментните свойства на самолета на големи ъгли на атака. Явлението се нарича „дълбок срыв и сваляне на самолета“ или „суперсрыв“. В него при изпитания се наблюдават обикновено ([7], [4 – стр. 140]) два последователни, енергични кабриращи момента (подхвата), които довеждат до неуправляемо положение на самолета, защото кормилата за височина в такъв засенчен поток не работят. Първият подхват е свързан с появата на срывни зони на стреловидното крило и тяхното разпространение, а вторият е породен от загуба на ефективност на хоризонталния стабилизатор, попаднал в смутен поток. И в двата подхвата аеродинамичният фокус на самолета се мести напред и самолетът намалява или напълно губи надлъжна устойчивост. В първия подхват (между $\alpha = 18^\circ \dots 20^\circ$), след като откъсването на потока се разпространи по цялото крило фокусът се връща назад отново и се възстановява надлъжната устойчивост в определен диапазон от големи ъгли на атака. Вторият подхват се развива на по-големи ъгли на атака ($\alpha = 25^\circ \dots 45^\circ$) и е трудно да се овладее в аварийна ситуация. Задачата на проектиращите е да се доведе концепцията до управляемо поведение в първия подхват, и да не се допуска попадане във втория етап на дълбокото сваляне на самолета чрез система от достатъчно ясни за пилота предупредителни сигнали (вкл. чрез системата за управление).



Фиг.4.10. Картина на засенчване на опасните плоскости при големи ъгли на атака.

Схемата със задно разположение на двигателите има много предимства и е предпочитана за пътнически самолети и особено за т. нар. „бизнес – джетове“. Тя се използва масово след появата на френския „Каравела“ през 60 г. на XX век и досега се усъвършенства аеродинамически, включително и чрез по-ефективни системи за управление.

Преимствата на схемата със задно разположение на двигателите за пътнически самолети са следните: чисто крило и подобрена аеродинамика на умерени ъгли на атака; комфорт на пътниците, конструктивни и експлоатационни преимущества по сравнение с другите схеми.

Схемата изисква използването на „Т“ – образна опашка и преместване на крилото назад за получаване на необходимото за надлъжна устойчивост разположение на фокуса зад центъра на тежестта. Това малко рамо на опашните плоскости създава условия за попадането им в смутената зона след крилото на големи ъгли на атака и неблагоприятно поведение в страничното движение (малка флюгерна устойчивост).

Разположението на хоризонталния стабилизатор под плоскостта на крилото е едно по-благоприятно решение за надлъжната устойчивост, защото при голям ъгъл на атака стабилизаторът бързо излиза сам под смутената зона и възстановява функциите си. На самолетите със задно разположение на двигателите, отзад на тялото, долно разположение на хоризонталния стабилизатор е невъзможно. Аеродинамичните проблеми на повечето самолети (например, DC9, „Каравела“, „Лиърджет“, „Фалкон“, „Боинг 727-100“, Ту154, Ту134, Ил-62 и др.) с такава схема са сходни, но имат и специфика, която налага прецизна изследователска и експериментална дейност за овладяване на поведението на самолета на големи ъгли на атака.

4.6. Влияние на схемата върху аеродинамичното съвършенство на самолета.

От цялото разнообразие на схеми, експериментирани в авиацията, е натрупан опит и днес основно се използват: самолети с нормална схема, самолети безопашна схема, самолети по схема „патица“, самолети с изменяема геометрия на крилото.

Нормалната схема на самолета е възникнала в резултат на наблюденията на птиците в началния, експериментален етап на

авиацията. Тя се нарича още класическа схема и по нея са строени първите модели на самолети от пионерите на авиацията Д.Кейли, (Англия) и А. Пено (Франция) в 19 век, когато идеята за създаване на самолет е вече ясна. Основното в нея е разположение на опашните плоскости зад крилото. Днес може да се счита, че нормалната схема при дозвуковите самолети е доминираща и по нея се строят всички пътнически самолети. Основната причина за това положение е, че тя е най-добре изучената от аеродинамична гледна точка и има висока безопасност на полетите, постигана с относително малки разходи.

От аеродинамична гледна точка нормалната схема има няколко разновидности, които са разграничени по разположението на крилото по отношение на тялото: високоплощник, нископлощник, средноплощник

Високоплощникът (или горноплощник) има аеродинамично преимущество поради по-малкото съпротивление от взаимното влияние на тялото и крилото (интерференция), особено при кръгли сечения на тялото. За намаляване на вредната интерференция в мястото на съчленяване на тялото и крилото се правят зализи (плавно преминаване от корневия профил на крилото към цилиндричната или конична повърхност на тялото). Аеродинамичното качество на високоплощника е с 4%...5% по-високо от нископлощника. Ниско разположеното крило има най-голямо съпротивление и изместване на полярата надясно в сравнение с двете други разновидности. Средноплощникът заема междинно положение, но се използва сравнително по-рядко за пътнически самолети, защото по компоновъчни съображения не е удобен – крилото попада в зоната на пътническата кабина и изисква по-неизгодна в тегловно отношение силова схема на тялото в тази зона. Високоплощникът е много удобен по компоновъчни съображения за товарни самолети. Изборът на схемата при проектиране не е само от аеродинамични съображения, а от цял комплекс критерии, включително безопасност, тегло, експлоатация и др.

При свръхзвуковите самолети има по-голямо разнообразие от схеми. Голяма част от съвременните маневрени самолети вече се изпълняват по схема „патица“ или безопашна схема. В анализа на аеродинамичните свойства на самолетите от тези две схеми следва да се отчете качеството на самолетите на свръхзвук режим.

Освен правилото на площите, което влияе на съпротивлението, за качеството на свръхзвуковия полет са важни и т. нар. загуби на подъемна сила за балансировка на самолета. Сравнението между класическата схема и схемата „патица“ показва, че те принципно се различават по начина на балансировка [8 – стр. 59], (фиг.4.11).



Фиг. 4.11. Способи на балансировка при различни схеми

Балансировката е уравнивяване на момента от крилото около центъра на тежестта с момент от хоризонталния стабилизатор и кормилото за височина. Известно е, че нормалната схема има разположение на фокуса зад центъра на тежестта и това създава надлъжна устойчивост, но за равновесие на моментите е необходимо кормилото за височина да се отклони така, че силата на хоризонталния стабилизатор да е насочена в обратна посока на подъемната сила. Двата момента се уравнивяват, но се губи част от подъемната сила на самолета за балансировка. Тази загуба нараства на свръхзвукови скорости, когато се изтегля назад фокусът на самолета и потребността на балансировката изисква увеличена сила на хоризонталния стабилизатор - в противоположна посока на подъемната сила. Качеството на самолета с нормална схема на свръхзвукови скорости се намалява съществено от загубите за балансировка.

При самолетите по схема „патица“ надлъжната устойчивост се гарантира от разположението на фокуса зад центъра на тежестта (както и при нормалната схема), но силата за балансировка (уравнивяване на пикиращия момент от нарастването на подъемната сила, приложена във фокуса) е насочена нагоре на предно разположения хоризонтален стабилизатор - в посока на подъемната сила. Качеството на самолета тип „патица“ на свръхзвуков продължителен режим е по-високо от това на нормалната схема.

Този анализ в 50...60 години на ХХ век води до ориентацията към схемата „патица“ за тежки свръхзвукови самолети бомбардировачи (например, ХВ-70), но в последствие са разкрити

и други възможности за намаляване на загубите от балансировка като, например, най-ефективни са [2-стр.103]:

- Плаваща хоризонтална плоскост в предната част на тялото (плаващ дестабилизатор), който се прибира на дозвукови скорости или се освобождава от фиксиране в осите и може да застава като флюгер.

- Прилагане на сложно в план крило с централна триъгълна част, имаща много малко удължение и голяма стреловидност по атакуващия ръб и конзоли с умерена стреловидност. На свръхзвукови скорости такава схема увеличава ролята на центроплана и фокусът се премества напред. Схемата понякога се нарича „интегрална“ заради повишената роля на комбинацията „корпус – центроплан“ върху аеродинамиката на големи ъгли на атака и създаването на подъемна сила на свръхзвукови скорости.

Изложените способности реабилитират до голяма степен нормалната схема за свръхзвукови самолети от маневрен и неманеврен тип.

Самолетът „безопасна“ схема има преимущество пред нормалната за свръхзвукови скорости, но тази схема има по-лоши характеристики на излитане и кацане. Тя е предпочитана в редица фирми (М.Дасо – Франция, например) защото има проста конструкция и най-малко относително тегло на конструкцията на планера в общия баланс на масите, малка стойност на конструкцията. След 80 г. отново се възобнови интересът към безопасната схема във връзка с **прилагането на концепцията за активно управление, при която самолетът се прави неустойчив** надлъжно. С разположението на центъра на тежестта зад фокуса надлъжната устойчивост се гарантира от системата за управление с непрекъсната работа на кормилото за височина (елевоните). Необходимото за балансировка положение на кормилата (елевоните) в задната част на крилото в такъв случай следва да създава сила насочена нагоре и загуби за балансировка няма. Сега тази концепция (активно управление) се използва на всички съвременни изстребители, като самолетът е надлъжно неустойчив само на дозвукови скорости.

Нормалната схема има най-добри възможности за решаване на различни проблеми от аеродинамично и конструктивно естество. Схемата с изменяема геометрия на крилото (стреловидност) има

много добри аеродинамични свойства на всички режими, но е конструктивно сложна и с малък технически ресурс.

4.7. Способи за увеличаване на подемната сила при малки скорости. Механизация на крилото.

За подобряване на характеристиките при излитане и кацане (намаляване на скоростта при използване на допустимите за експлоатация ъгли на атака) е необходимо да се увеличи коефициентът на подемната сила c_y . Това се постига с механизация на крилото, а също с използване възможностите на изменяемата стреловидност, ако самолетът е проектиран по тази схема. Под механизация на крилото се разбира комплекс от устройства, предназначени за увеличение на подемната сила, намаляване на скоростта на режимите за излитане и кацане, а в по-нови схеми за маневриране и повишаване на комфорта и ресурса на самолета. Съществуват следните видове механизация: задкрилки, клапи, предкрилки, отклоняеми носове на крилото, управление на граничния слой, реактивни задкрилки.

Задкрилката е отклоняваща се надолу част от крилото в задната му част, с което се увеличава кривината на профила, увеличава се разреждането на горната повърхност и се увеличава налягането по долната повърхност на крилото.

Клапата е отклоняваща се надолу долна повърхност на крилото в областта на задния край. Влияе главно чрез увеличаване на налягането по долната част на крилото.

Предкрилката е неголям профилиран по носовата част аеродинамичен огънат профил (малко крилце), разполагащо се на определено разстояние пред крилото – по атакуващия ръб, най-често в областта на крайните сечения. Между профила на предкрилката и контура на крилото се образува процеп, в който потокът се ускорява, увеличава се кинетичната енергия на потока над крилото и в граничния слой, който става по-устойчив на големи ъгли на атака. Елероните разположени зад зоната на предкрилките, запазват ефективност и на големи ъгли на атака.

Отклоняваният нос и т. нар. **клапи на Крюгер** също спадат към механизацията на предния ръб на крилото и имат за

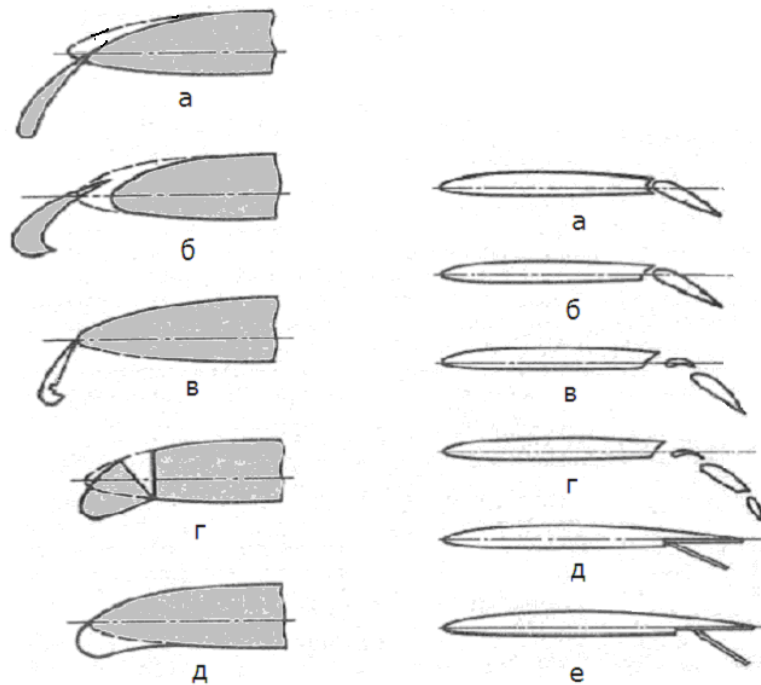
цел да предотвратят ранното откъсване на потока от остри предни ръбове.

Издухването и всмукването на граничния слой има за цел да намали дебелината на граничния слой и да го направи по устойчив на откъсване, да увеличи $C_{y_{max}}$ и критичния ъгъл на атака.

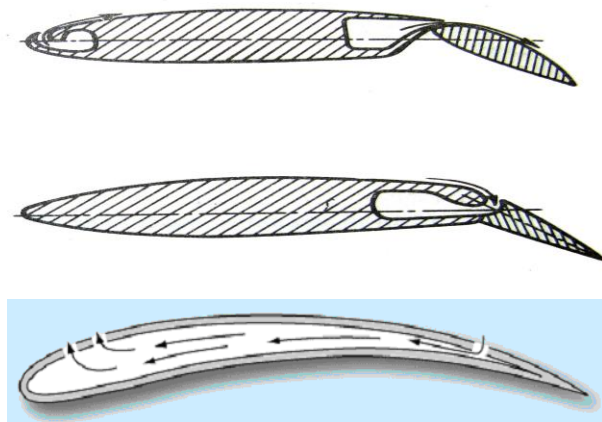
В авиомоделизма също се използва ефектът на управление на граничния слой. За целта по горната част от обшивката на крилото се правят два реда отвори – в мястото на максималното разреждане на налягането и близо до изходящия ръб на крилото (фиг.4.13). Тъй като в задната част на профила разреждането е по-малко от мястото на максимално разреждане, се появява разлика в налягането и част от въздуха (заедно с граничния слой) около отворите в задната част на профила се всмуква и подава напред - в областта на максималното разреждане. В резултат се забавя откъсването на потока и се достига по-голям коефициент на подъемна сила.

Реактивните задкрилки представляват издухване на въздух от компресора на двигателя през процеп в изходящия ръб на крилото под ъгъл надолу. Те по въздействие наподобяват ролята на задкрилка, но при тях се реализира и компонента на реактивната сила, насочена нагоре.

На фиг. 4.12 са представени различни варианти за механизация на носовата и задната част на крилото със споменатите устройства, а на фиг. 4.13 – идеята за управлението на граничния слой [5 – стр. 23 и материали от интернет].



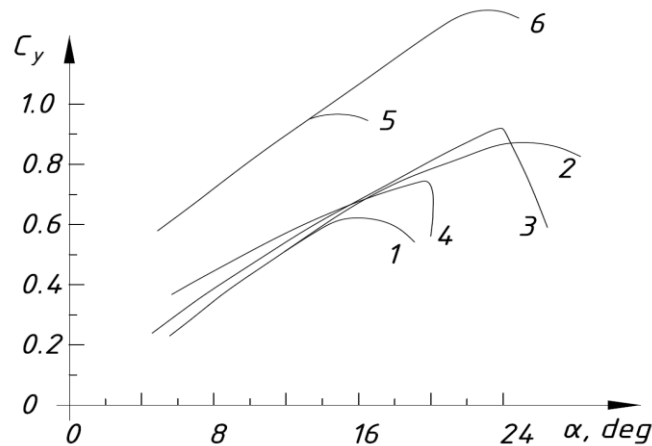
Фиг. 4.12. Варианти на механизация на крилото



Фиг. 4.13. Схеми за управление на граничния слой

Механизацията на задната част на крилото във всичките и разновидности увеличава $C_{y_{max}}$, но намалява критичния ъгъл на атака. Механизацията на предната част на крилото се използва в комбинация с механизацията на задната част и има за цел главно да осигури обтичане без откъсване на граничния слой, увеличаване на критичния ъгъл на атака и плавно протичане на кривата $C_y = f(\alpha)$ на задкритични ъгли на атака.

На фигура 4.14 е показан ефектът от механизацията на крилото за различни варианти [2 – стр. 336].



Фиг. 4.14. Характер на зависимостта $C_y = f(\alpha)$ за различни видове механизация: 1-крило без механизация; 2-крило с предкрилка; 3-с щитки на Крюгер (фиг. 4.12-в); 4-с отклоняем нос (фиг. 4.12-г); 5-крило само с процепна задкрилка; 6-крило с процепна задкрилка и предкрилка

Най-голям ефект създава комбинацията от изнасящи се назад многопроцепни задкрилки и предкрилки с профилиран процеп за ускоряване на потока В такава механизация най-пълно се реализира положителната роля на **ефекта на Коанда** (румънски авиационен инженер – изследовател и конструктор). Ефектът на Коанда се нарича физическо явление, наблюдавано при обтичане на телата със струя въздух или газ, при което струята има по-голяма скорост от скоростта на полета в ограничено пространство. Това явление се проявява, когато струята, обтичаща криволинейна повърхност, засмуква въздух или газ от тази повърхност и създава разреждане, което притиска струята към повърхността (прилепване на струята). Благодарение на това, обтичането на телата става практически без откъсване. Ако обдухването на задкрилките през процепите става с въздух или газ от двигателя може да се осигури отклонение на задкрилката с изнасяне назад до $\approx 90^\circ$.

Най-често допустимите ъгли на отклонение са от 30° за еднопроцепни задкрилки до 60° при трипроцепни задкрилки, изнасящи се назад при отклонение. Движението на задкрилките може да има и по-сложен характер [7 – стр. 309] (по цилиндрична или конична повърхност).

Освен висок прираст на подемна сила и устойчиво поведение на граничния слой, друго много важно изискване при избора на механизацията е минималното влияние върху моментните

характеристики на крилото и минимално влияние върху разположените след крилото части на самолета и по-специално хоризонталния стабилизатор.

Ефективността на механизацията зависи от това каква част от крилото тя обслужва. От тази гледна точка е желателно механизацията да влияе на по-голяма част от крилото. Дължината на задкрилките се ограничава от разположението на елероните в краищата на крилото. Редът на пускането на задкрилките се съгласува със скоростите при кацане и се установява след изпитания за всеки конкретен самолет с оглед минимално влияние върху моментните характеристики на самолета и запазване на неговата надлъжна устойчивост и управляемост. За излитане механизацията се привежда в излетно положение преди засилване на самолета. При обикновената механизация за излитане и кацане управлението е позиционно – с бутон (ключ или кран) и се реализира чрез хидравлични или пневматични цилиндри, много рядко чрез електродвигатели и преобразуватели на въртеливо движение в постъпателно. След отклонение до нужното положение, механизацията се осигурява чрез механично и хидравлично заключване. В прибрано положение механизацията също се заключва, за да не се влияе от местното разпределение на налягането.

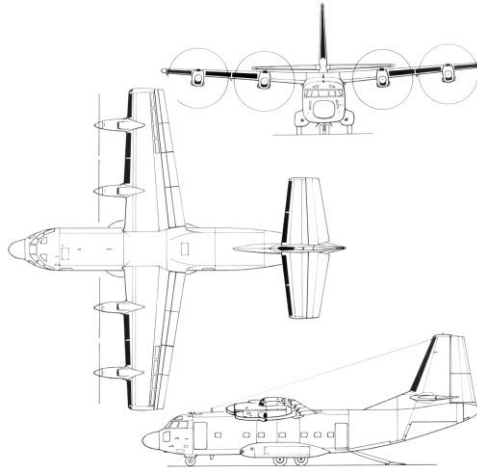
На съвременните самолети управлението на механизацията може да бъде използвано и за намаляване влиянието на атмосферната турбулентност, повишаване на комфорта и маневреността на самолета. В такъв случай, задкрилките се използват съвместно с други органи за управление по алгоритми, заложи в бордови компютър. Управлението им е в затворен контур с хидроусилватели, които работят като следящи системи.

Хордата на задкрилките варира от 30%...40% от хордата на крилото и при стреловидни крила задкрилките също може да бъдат с променлива хорда.

Геометричните характеристики на крилото влияят върху нарастването на коефициента на подъемна сила $\Delta c_{y_{max}}$ при използване на механизацията. Обикновено това нарастване не надвишава $\Delta c_{y_{max}} = 0.8...1.9$ [2 – стр. 337], в зависимост от вида на използваната механизация.

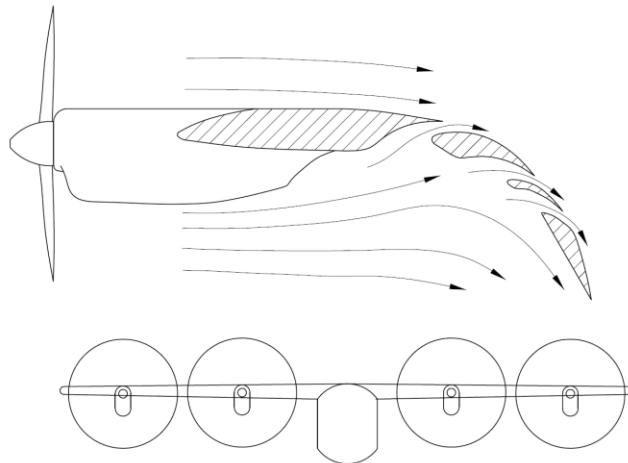
Пример от самолетостроенето

Като пример от самолетостроенето за използването на ефекта на Коанда може да се посочи френският самолет Бреге 941 (Breguet 941) – фиг. 4.15, фиг.4.16. Построените 4 самолета са експлоатирани само във Франция, [Internet].



Фиг. 4.15. Общ вид на самолет Бреге (Breguet) 941S

Крилото на този самолет има трипроцепна задкрилка, обдухвана от четири витла, задвижвани от газотурбинни двигатели. При отклонение на задкрилката на 45° може да се получи $c_{y\max} \geq 5$, което при тегло 21 тона осигурява на самолет Бреге 941 излитане на дистанция от 285 m и кацане на 255 m [2–стр.173...174]. Самолетът е излетял в първи полет през 1961 г.



Фиг. 4.16. Използване ефекта на Коанда в задната механизация на крило на самолет Бреге 941.

Обикновено задкрилките заемат част от изходящия край на крилото, близо до тялото, като в другата част (краищата на крилото) са елероните.

Изключение от това е Бреге 941, при който задкрилките заемат цялата задна част на крилото, а управлението по наклон се извършва от интерцептори.

С ефекта на Коанда се обясняват полетите на дискообразни летателни апарати (лятащи чинии), конструирани още в средата на 20 век. В интернет има много материали, които демонстрират ефекта на Коанда. Анри Коанда (1886 – 1972) патентова своето откритие под наименованието „Поведение и реакции на отклонение на течност вътре в друга течност“. Работил е във водещи авиационни фирми в света. С гениалния си усет на изобретател той предвижда революция в авиостроенето в бъдеще (през 1968 г. на симпозиум в Румънската Академия на науките заявява „... Аз си представям самолета на бъдещето като излитащ вертикално нагоре, летящ неограничено във всички посоки и кацащ вертикално надолу. Тази летяща машина няма да има никакви специални части за задвижване: нейната идея лежи в огромната мощ на циклоните ...“) [9 – стр. 66..73].

4.8. Аеродинамични ефекти от органите за управление.

Основните аеродинамични органи за управление са: кормилото за височина, управляемите хоризонтални стабилизатори на свръхзвуковите самолети, кормилото за направление, елероните, интелепторите, диференциално управляемите хоризонтални стабилизатори на свръхзвукови самолети. Тяхното действие има предназначение да създават управляващи моменти. Разполагат се на възможно по-голямо рамо по отношение на центъра на тежестта на самолета, за да може с малка сила да се създава голям момент. Принципът им на действие се разглежда за кормилото за височина.

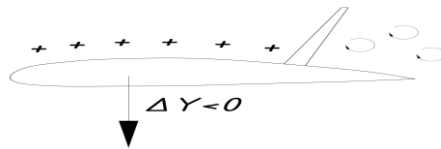
При отклонение на кормилото за височина, разположено в задната част на хоризонталния стабилизатор, се „изкривява“ общо профилът на стабилизатора и в резултат на това се променя разпределението на налягането, получава допълнителна аеродинамична сила, насочена в обратна посока на отклоненото кормило. Ефективността на кормилото зависи от площта на хоризонталния стабилизатор, върху която се разпространява ефектът от кормилото – напред със звукова скорост, против обтичащия въздух. Такова разпространение на смущения срещу потока е възможно само ако скоростта на полета е по-малка от местната критична за стабилизатора $M \leq M_{\text{крит.стаб}}$. С увеличаването на скоростта на полета и доближаването до $M=1$, първо на изпъкналата част от комбинацията „стабилизатор-кормило“, а после и на вдлъбнатата част се появяват скокове на уплътнение, които ограничават влиянието на кормилото срещу потока само в зоната зад скока на уплътнение, защото там потокът е дозвук.

Това намалява ефективността на кормилото за височина. При свръхзвуково обтичане на стабилизатора скоковете на уплътнение се придвижват назад и застават пред кормилото, като рязко ограничават разпространението на неговия аеродинамичен ефект върху стабилизатора. На свръхзвукови скорости кормилата губят ефективност и не могат да създават управляващи моменти, достатъчни за да урівновесят увеличаващия се пикираш момент от преместването на фокуса на самолета назад по САХ. Самолетът започва да отпуска нос и не може да бъде изведен в хоризонтален полет. Това явление се нарича **„затягане в пикиране“** и в началния етап на преодоляване и изучаване на проблемите на звуковата бариера е причина за катастрофи (в края на втората световна война и непосредствено след нея – 1943...1947), за които не е имало понятно обяснение. След изучаване на явлението се предлага кормилото за височина да бъде заменено с управляем в полет стабилизатор, който става орган за надлъжно управление на всички свръхзвукови самолети.

Описаните ефекти са валидни и за другите органи за управление (елерони, кормило за направление, но те се използват само при нарушаване на симетрията на обтичането на самолета, за кратко време и в по-голяма част от времето на полета са в неутрално положение, защото самолетът има тенденция сам да поддържа симетричен режим на обтичане, благодарение на флюгерната си устойчивост. Балансировка с отклонени кормила и елерони се налага на дозвукови скорости, например, при кацане със страничен вятър. Затова много рядко се използват управляеми вертикални стабилизатори. На свръхзвукови скорости за ефективност на напречното управление на самолета се използват диференциално управляеми хоризонтални стабилизатори, които могат да се движат от пилота както за управление по тангаж, така и за управление по крен.

Елероните може да бъдат използвани съвместно с интерцептори. Ролята на интерцептора е показана на фиг. 4.17. Те предизвикват срив на потока, интензивно вихрообразуване и увеличаване на налягането от страната на интерцептора. Интерцепторът е по-ефективен от елерона на големи ъгли на атака. На такива режими елероните могат да се окажат в силно смутена зона от завихрен поток, откъсващ се от краищата на крилото, отклоненият надолу елерон не може да създаде нужното допълнително разреждане и да повдигне полукрилото нагоре за

наклон на самолета. Дори, при отклонение на елерона надолу може да се провокира още по-силен срыв на потока на тази част от крилото, защото значително се изкривява профилът на комбинацията „крило – елерон“. Възможно е на големи ъгли на атака елероните при такъв случай да обърнат своето действие. При наличие на интерцептори този нужен за корекции на наклона момент се създава от провокирания срыв на потока над другата половина от крилото (например, ляв елерон надолу, десен интерцептор нагоре).



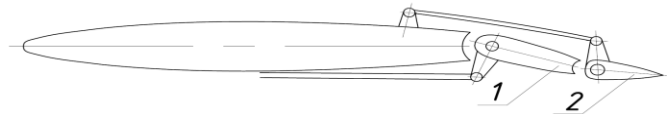
Фиг.4.17. Роля на интерцептора

Интерцепторите могат да се използват и самостоятелно като органи за напречно управление (Бреге 941) или в комбинация с диференциално управляеми стабилизатори за свръхзвукови режими, особено на самолети с изменяема стреловидност на крилото.

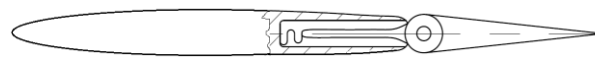
Когато се използва крило със сложна форма в план (на свръхзвукови самолети), е възможно при плъзгане на самолета двата полезни вихъра над крилото да попаднат в областта на вертикалния стабилизатор и да провокират по-нататъшно увеличение на плъзгането [1 – стр. 126]. Затова на такива самолети се срещат по два вертикални стабилизатора с кормила за направление (Су-27, Миг-29, F-18 и други).

Неблагоприятен за хоризонталния стабилизатор и кормилата за височина е силният скос на потока в областта на стабилизатора от крилото за самолети – нормална схема. Причината за това е, че резултатът от взаимодействието на потока с крилото е подчинен на третия закон на Нютон: на всяко действие (въздушен поток върху крило) има равно и противоположно противодействие (крило на въздушен поток). Така, стоящите в потока стабилизатори зад крилото се оказват в режим на обтичане с по-малък ъгъл на атака от крилото. Разликата се нарича **ЪГЪЛ НА СКОСА** и се отбелязва с гръцката буква епсилон „ ϵ “. Желателно е този ъгъл да бъде възможно най-малък. Експериментално се подбира положението на стабилизатора спрямо крилото за всеки самолет, за да попадне в минимален скос.

При отклонение на кормилата и елероните възниква т. нар. шарнирен момент, който се стреми да ги върне в неутрално положение. Този шарнирен момент следва да се преодолява от пилота или усилватели (бустери). На радиоуправляеми безпилотни модели той се поема от кормилна машина. Шарнирният момент при ръчно (безбустерно) управление в пилотируемата авиация формира най-важните характеристики на управляемост – усилията за управление, които се нормират за всеки тип самолет. За нормативното съответствие на усилията за пилотиране, кормилата са снабдени с компенсиращи аеродинамичното въздействие ефекти, наричани: осева компенсация, сервокомпенсация, рогова компенсация, вътрешна компенсация. При осевата компенсация шарнирът на кормилото се разполага назад от атакуващия ръб. При роговата компенсация само крайните части на кормилата се издадени пред шарнира (например, кормило за направление на Месершмит – 109).



а-сервокомпенсатор: 1 – кормило; 2 – сервокомпенсатор



б-вътрешна компенсация

Фиг. 4.18. Сервокомпенсатор (а) и вътрешна компенсация (б)

Вътрешната компенсация представлява гъвкава преграда между органа за управление (най-често елерона) и крилото, която не позволява на въздуха да премине от долната страна на елерона на горната и по този начин създава зона с повишено налягане пред шарнира и намалява шарнирния момент.

Действието на сервокомпенсатора и на вътрешната компенсация е показано на фиг. 4.18. Сервокомпенсаторът представлява подвижна задна част на кормилото, кинематично свързана с управлението на кормилото.

При продължително управление с отклонени кормила за височина (на балансировъчно положение) усилията за пилотиране

се снемат с тримери, които наподобяват действието на сервокомпенсатора, но се управляват от пилота, обикновено по електрически способ. Тримери има на всички органи за управление, които се задвижват със сила от пилота. Сервокомпенсаторите се наричат още „флетнери“, на името на изобретателя си А. Флетнер – Германия. На някои самолети има тример – флетнери, при които устройството има възможност освен за отклонение по кинематичен път (сервокомпенсатор), но и допълнително и по електрически път – като тример. По шарнирния момент се подбират и кормилните машини на радиоуправляемите модели.

4.9. Основни геометрични отношения.

За получаване на приемливи стойности на шарнирния момент при проектиране на кормила и елерони се използват отношения на площите, които са установени от дългогодишната практика [6], [2].

Класическите елерони представляват две отклоняващи се в различни посоки задни части от полукрилата, разположени в крайните им участъци. Общата площ на двата елерона се определя като част от площта на крилото и се приема: $\bar{S}_e = \frac{S_e}{S_{кр}} = 0,05...0,08$.

Долната граница на това съотношение е за елероните на маневрени самолети.

В зависимост от формата на крилото в план, средната хорда на елерона се определя като част от средната хорда на крилото в частта, която се обслужва от елерона: $\bar{b}_e = \frac{b_e}{b_{кр}} = 0,15...0,3$.

Дължината на двата елерона общо също се определя като част от разпереността на крилото: $\bar{l}_e = \frac{l_e}{l_{кр}} = 0,25...0,35$.

За кормилата на опашните плоскости се използват подобни съотношения. При дозвукови самолети оптималните относителни площи на кормилата се намират в границите:

$$\bar{S}_g = \frac{S_g}{S_{xo}} = 0,3 \dots 0,4$$

$$\bar{S}_H = \frac{S_H}{S_{\text{го}}} = 0,35 \dots 0,45$$

За околзвуквите самолети тези съотношения са по-малки (около 0,2... 0,3). На самолетите с голямо рамо на опашните плоскости (дълги фюзелажи) може да се приеме относителна площ на кормилата от порядъка на 0,1...0,15.

При проектиране на кормила е желателно да се спазва постоянство на относителната хорда по разпереността на опашните плоскости:

$$\bar{b}_g = \frac{b_g}{b_{xon}} = const$$

$$\bar{b}_H = \frac{b_H}{b_{\text{гон}}} = const$$

Диапазонът на отклонение за кормилата е:

$$\delta_g = -(20^\circ \dots 25^\circ); \quad \delta_g = +(15^\circ \dots 20^\circ);$$

$$\delta_H = \pm(20^\circ \dots 25^\circ)$$

Елероните може да имат еднакво отклонение в двете посоки (около $\pm 20^\circ$) или различно при диференциални елерони (отклоняващият се надолу елерон е на по-малък ъгъл).

Осевата компенсация на кормила и елерони се приема в

границите: $\bar{S}_{ок} = \frac{S_{ок}}{S_{орг}} = 0,25 \dots 0,28$.

Роговата компенсация е: $\bar{S}_{рк} = \frac{S_{рк}}{S_{орг}} = 0,08 \dots 0,12$

И в двете формули индексът „орг“ означава орган за управление (кормило или елерон).

Сервокомпенсацията за всички кормила и елерони е в

диапазона: $\bar{S}_{ск} = \frac{S_{ск}}{S_{орг}} = 0,06 \dots 0,08$.

Горната граница е за четиридвигателни самолети. Дължината на сервокомпенсаторите е от 30% до 50% от полуразпереността на крилото и опашните плоскости.

Отклонението на сервокомпенсаторите е $\delta_{ск} = \pm 15^\circ$, а отношението между тяхното отклонение и отклонението на кормилата е важен параметър: $\bar{k}_{ск} = \frac{\delta_{ск}}{\delta_{орг}} = -(0,5 \dots 0,6)$.

Това предавателно число се използва при изчисление на шарнирния момент и е с отрицателен знак защото двете отклонения винаги са разнопосочни. Когато сервокомпенсаторът се използва в комбинация с осева компенсация, последната не се препоръчва да бъде повече от 20%.

Площта на тримерите се подбира по съотношението:

$$\bar{S}_{тр} = \frac{S_{тр}}{S_{орг}} = 0,04 \dots 0,12.$$

Поради това, че относителните площи на сервокомпенсаторите и на тримерите са от един порядък, то на много реални конструкции с безбустерно (ръчно) управление се комбинират функциите на сервокомпенсатор и тример.

Разположението на опашните плоскости зад крилото при нормална схема се препоръчва да бъде около 2,5...3 пъти по голямо от средната аеродинамична хорда на крилото. Това се нарича рамо на опашните плоскости и обикновено се измерва от центъра на тежестта на самолета до 25% от средната аеродинамична хорда на опашните плоскости. Такова разположение на опашните плоскости до голяма степен гарантира надлъжната и флюгерната устойчивост на самолета.

Приложение: Летящи модели, построени на принципите от ефекта на Коанда (снимки от интернет)



Литература по темата

1. **Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов**, авторский коллектив под редакцией Н.М. Лысенко, Москва, Военное издательство, 1984 г., стр. 104, 126
2. Бадягин А.А., С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Ф.И. Склянский, Н.А. Фомин **Проектирование самолетов** изд. „Машиностроение“, Москва 1972 г., стр. 103, 173, 174, 336, 337, 351
3. Бехтир П.Т., В.П. Бехтир **Практическая аэродинамика самолета Ил-18**, изд. Транспорт, Москва, 1972 г., стр.30, 136
4. Девис Д., **Пилотирование больших реактивных самолетов** изд. „Машиностроение“, Москва 1975 г. стр.140
5. Микеладзе В.Г., В.М. Титов, **Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет** изд. „Машиностроение“, Москва 1990 г. стр. 23
6. Остославский И.В. **Аэродинамика самолета** Гос.изд. Оборонной промышленности, Москва 1957 г.
7. **Теория и практика проектирования пассажирских самолетов**, авторский коллектив, под редакцией Г.В. Новожилова , изд. „Наука“, Москва 1976 г, стр. 12, 13, 17, 309
8. Цикош Э. **Сверхзвуковые самолеты**, Москва, изд. „Мир“, 1983 г перевод с польского, под ред. В. Г. Микеладзе и Е. В. Зябрева – стр.59
9. Mark Beaten, John Poniatoft, **Wonder Weapons**, Copyright 2005 by Horizons Publishing Co.Inc. (в България издателска къща ICON – София 2007 г. издава като „Оръжия на възмездието“).
10. Материали от интернет.