

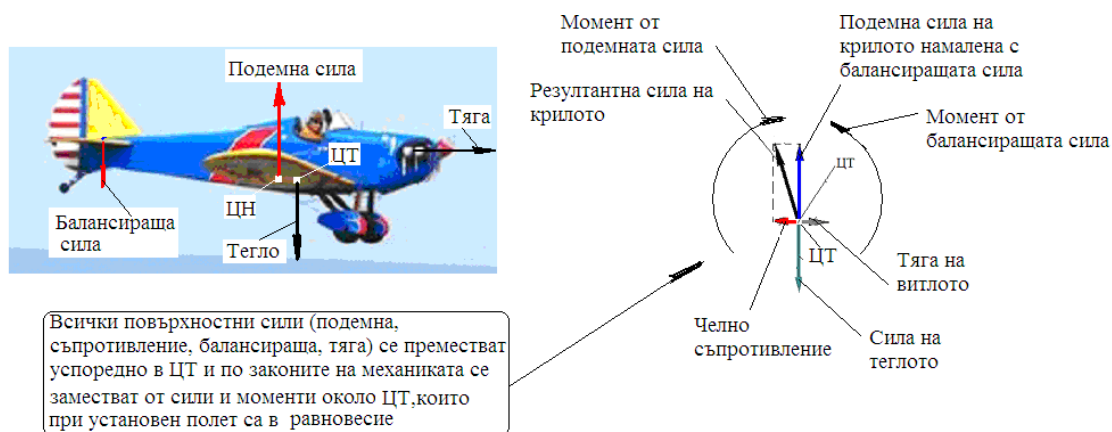
КОМПОНЕНТИ НА ПЪЛНАТА АЕРОДИНАМИЧНА СИЛА АЕРОДИНАМИЧЕН ФОКУС И ЦЕНТЪР НА НАЛЯГАНЕ

3.1. Общи въпроси за силите и моментите от аеродинамичното взаимодействие на самолета и въздушната среда.

Аеродинамичните сили по частите на самолета са повърхностни сили. Те възникват на всички части, които се обтичат и в зависимост от предназначението на частите служат за различни цели. Така например, **крилото създава около 90% от подемната сила**. Обтичането на опашните плоскости, заедно с кормилата също поражда сили, но тяхното главно предназначение е да създават условия за балансиране на самолета (уравновесяване на моментите около центъра на тежестта) и за управление, което по същество е изменение на положението в потока на основната част – крилото.

Всички повърхностни сили условно могат да бъдат сведени до един вектор на равнодействаща сила, приложен в центъра на налягане (ЦН), който не съвпада с центъра на тежестта (ЦТ) и от това се поражда момент около него. Равнодействащата сила в общ случаи има три компоненти: **подемна сила, съпротивление и странична сила**. По-съществени са двете компоненти – подемната сила и челното съпротивление. Тях ги има винаги, докато странична сила се появява, когато се появява несиметрично обтичане.

С разположение на масите обикновено се осигурява **центърът на тежестта да бъде пред центъра на налягане** (за съвременните изтребители това не винаги е задължително защото при тях устойчивостта се гарантира от автомати). Самолетът така е проектиран, че **без отклонение на кормилото за височина** от подемната аеродинамична сила се получава "пикиращ" момент (носът на самолета отива надолу). Този пикиращ момент може да бъде уравновесяван с отклонение на органите за управление така, че върху опашната част да възникне сила насочена надолу, а моментът от нея да бъде "кабриращ" (да се стреми да повдигне носа на самолета нагоре). Така е при самолетите с разположение на стабилизиращите плоскости зад крилото (нормална схема). Ако стабилизиращите плоскости са пред крилото, балансиращата сила трябва да бъде насочена нагоре (т.н. схема "патица").



Фиг. 3.1. Разположение на силите в състояние на надлъжна балансировка за установен полет на самолет с нормална схема.

Ако самолетът е уравновесен по моменти и сили, то полетите са **установени**. Такъв режим е хоризонталният полет с постоянна скорост. Полетът може да бъде разглеждан като движение на материална точка. Има и други праволинейни траектории, някои криволинейни траектории (установен вираж) и други характерни режими на полет с уравновесени моменти и сили. В полет самолетът, чрез отклонение на органите за управление, може да променя режимите на полета. В практиката е важно да се знае какви сили се пораждат на кормилата и елероните при тяхното отклонение, как пилотът (автопилотът, операторът на БЛА) си служи с тях, какво е поведението на целия самолет при смущения и други потребни за летенето въпроси. Тогава се разглежда взаимодействието между силите по основните части на самолета, като за всяка част също се приема условно, че конкретната резултантната сила от аеродинамичното взаимодействие е приложена в някаква точка и тя се нарича център на налягането за съответната част. Самолетът се разглежда като система от материални точки.

Целесъобразно е взаимодействието на силите и моментите възникващи на основните части на самолета да се разглежда отделно за симетричното обтичане на самолета и за несиметрично обтичане. Приема се, че обтичането на самолета е симетрично, когато векторът на скоростта лежи в плоскостта на естествена симетрия, съвпадаща с плоскостта на вертикалния стабилизатор на

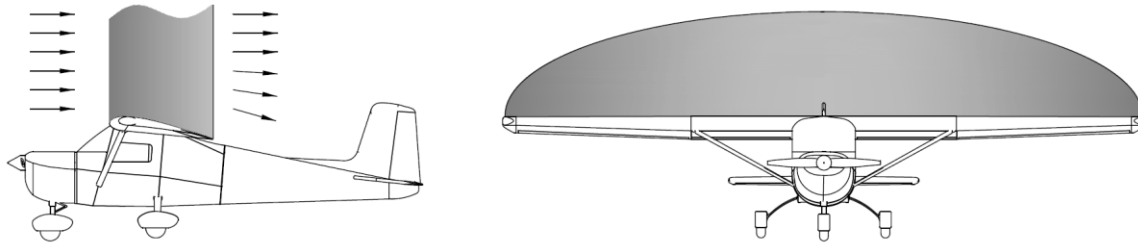
самолета. Това положение на потока поражда сили, които лежат също в плоскостта на симетрия на самолета. Те са двете главни компоненти на пълната аеродинамична сила – **подемната сила и челното съпротивление**. Чрез отклонения на кормилото за височина се създават **надлъжни моменти** (векторът на надлъжните моменти е перпендикулярен на плоскостта на симетрия) и самолетът променя ъгъла си на атака, може да се управлява в т. нар. **надлъжно движение** – да изкачва и снижава и изпълнява фигури във вертикална плоскост на пространството.

При несиметрично обтичане на самолета векторът на скоростта сключва ъгъл на плъзгане β с плоскостта на естествена симетрия, обтичането е странично и се поражда странична сила. Движенията, които могат да се изпълняват се наричат **странични движения** и към тях спадат еволюциите на самолета при движение на елероните и кормилото за направление, влизането и излизането от криволинейни маньоври в хоризонтална плоскост на пространството. В по-голяма част от полетите самолетът се обтича симетрично. Преднамерено несиметрично обтичане се създава, например, при кацане със страничен вятър.

В общ случай движението е пространствено и тогава пилотът работи с всички органи за управление с цел да изведе самолета в определена точка от пространството и полетът до тази точка да бъде съобразен със законите на аеродинамиката и нейните естествени ограничения.

3.2. Понятие за разпределението на налягането по разпереността на крилото и моментните характеристики на крилото. Еквивалентно крило и средна аеродинамична хорда.

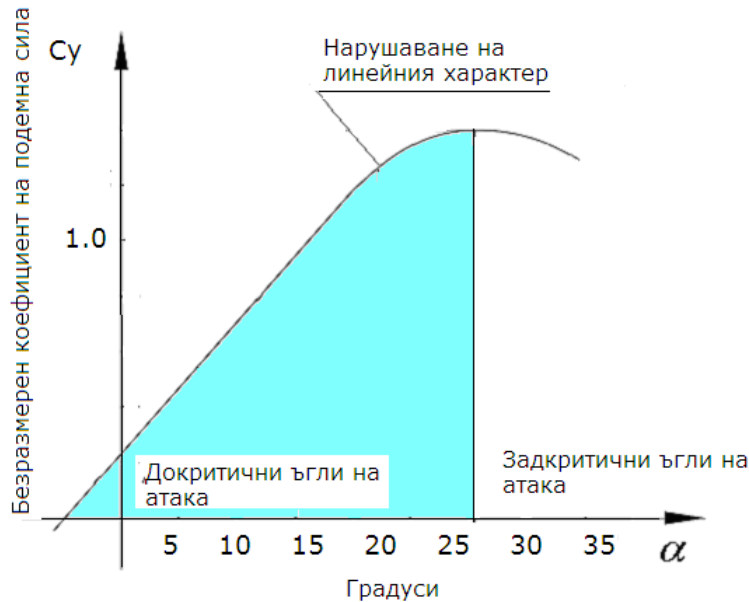
При обтичане на крилото от поток, разположените в средата и краищата профили не се обтичат еднакво. Това е свързано с обстоятелството, че условията на обтичането зависят от формата на крилото в план, от набора на профили по разпереността (може да бъде различен). Теорията и практиката показват, че за трапецовидното и стреловидното крило разреждането е по-голямо в крайните профили на крилото по сравнение с централните (наричани още корневи – в корена на крилото). За правоъгълното крило е обратно – разреждането в крайните сечения е по-малко, а в корневите е по-голямо. Това обуславя и различното поведение на самолетите при големи ъгли на атака.



Фиг. 3.2. Разпределение на разреждането по разпереността на правоъгълно крило

Различните крила при еднакъв ъгъл на атака създават различни подъемни сили и имат различни моментни свойства. Следователно, за характеристика на носещите възможности на крилото и на неговите моментни свойства е удобно да се приеме, че съществува **аеродинамично еквивалентно правоъгълно крило**. Площите на реалното и еквивалентното правоъгълно крило са равни. Подемната сила и челното съпротивление на това еквивалентно крило и на реалното са равни и имат **еднакви моментни характеристики** относно предварително избрана ос O_z , която е насочена по дясното полукрило на самолета и обикновено започва от началото на профила. Разпереността на еквивалентното правоъгълно крило не е равна на разпереността на реалното крило, а хордата му се нарича **средна аеродинамична хорда** – важна геометрична характеристика на крилото с произволна форма в план. Съществуват формули и графични методи [5 – стр. 236...238], [4 – стр. 56...65] за определяне на дължината и положението на средната аеродинамична хорда, изведени от равенството на моментите. Данни за средната аеродинамична хорда задължително се привеждат в документацията за самолетите.

До известен ъгъл на атака за всички видове крила разпределението на налягането върху профилите е такова, че изменението на подъемната сила (съответно и на коефициента на подъемна сила) зависи от ъгъла на атака по практически линеен закон.



Фиг. 3.3. Зависимост на коефициента на подемна сила от ъгъла на атака.

Надлъжният момент на подемната сила относно избрана точка на профила в докритичния диапазон също е линейна функция от ъгъла на атака α (съответно и от коефициента на подемна сила C_y). След достигането до т. нар. критичните ъгли на атака, подемната сила започва да намалява, защото се развиват свивни явления, налягането на горната страна на профила се увеличава (разреждането намалява) и подемната сила в областта на конкретния профил започва да намалява. Във всяко сечение на крилото (при еднакво увеличаване на ъгъла на атака за цялото крило) това не настъпва едновременно. Там където разреждането е най-голямо, свивните явления започват най-рано. Естествено е при самолет със стреловидно крило това да стане първо в крайните сечения, те достигат първи до такова състояние на граничния слой, че потокът се откъсва от повърхността. За самолет с правоъгълно крило това става в централните сечения. Като следствие на свивните явления се променя линейната зависимост между момента на крилото и ъгъла на атака. Всички нормални полети се изпълняват на докритични ъгли на атака. В диапазона на околкритичните и задкритични ъгли на атака се развиват явления, които изискват повишено внимание защото са скоротечни и трудно се управляват.

Самолетът със стреловидно крило при откъсване и завихряне на потока в крайните профили изпитва последствията от преразпределението на подемната сила по крилото по-неблагоприятно. Центърът на налягане на цялото крило се премества към корневите сечения, които са разположени по-напред от крайните. Когато приложната точка на подемната сила се мести от преразпределение на налягането, се променя и моментът около центъра на тежестта. Нарушава се предварителната балансировка на моментите. Самолетът, ако не бъде своевременно пребалансиран с отклонение на кормилото за височина, започва самопроизволно да увеличава ъгъла си на атака и бързо цялото крило попада в сшивен режим (в практиката това се нарича "подхват" защото в началото рязко се увеличава и подемната сила; парира се трудно). Това е неблагоприятният ефект на крилото с голяма стреловидност (45° – 60°) на големи ъгли на атака. Този неблагоприятен ефект до голяма степен е намален при крила с умерена стреловидност и затова за пътническите самолети не се препоръчва стреловидност повече от 25° – 30° .

На правоъгълното крило първо се достига до сшивни режими в корневите сечения, близо до тялото на самолета, и самолетът не проявява тенденция за по-нататъшно увеличаване на ъгъла на атака. Обикновено самолетът с правоъгълно крило сам отпуска нос и излиза от сшивните режими. Подобно поведение има и самолетът с трапецовидното крило, независимо, че при него сшивните явления започват от крайните сечения.

От приведените примери за различното поведение на стреловидните и правоъгълни крила следва, че **взаимното разположение на приложната точка на подемната сила (центъра на налягане) и на центъра на тежестта на самолета върху средната аеродинамична хорда има фундаментално значение за полета на самолета и неговото управление.**

Центърът на налягането се променя при изменението на ъгъла на атака. Това непостоянство на центъра на налягане го прави неудобен за работа и затова се използва понятието **аеродинамичен фокус** на профила, крилото и самолета като цяло.

3.3. Понятия за аеродинамичен фокус на профила и крилото

При аеродинамични експерименти е установено (и теоретично може да се докаже), че на профила на еквивалентното крило (т.е. върху средната аеродинамична хорда за произволно крило), може да се намери такава точка, която има важното свойство моментът около нея да не зависи от ъгъла на атака и да е постоянна величина, равна на момента при нулева подъемна сила. Тази точка е наречена **аеродинамичен фокус**. Моментът на профила при нулева подъемна сила за симетричен профил е нула и е различен от нула за несиметричен профил. Подобно е положението и със самолета – има такава точка, около която надлъжният момент не зависи от ъгъла на атака. Моментът при нулева подъемна сила обикновено е малък и може да бъде положителен или отрицателен в зависимост от конкретната компоновка на самолета, изменя се със скоростта и се измерва при аеродинамичните експерименти, присъства в документацията на самолета.

За да се намери тази точка експериментално, например за **правоъгълно крило**, моделът на крилото се закрепва в потока на аеродинамичната тръба така, че да може да се измери аеродинамичният момент около ос O_z . Оста O_z се мести по хордата до тогава, докато моделът не започне да се държи особено в потока – измереният аеродинамичен момент е постоянен и не зависи от изменението на ъгъла на атака.

За да не се променя моментът относно фокуса при промяна на ъгъла на атака, би трябвало всяко изменение на подъемната сила да е приложено във фокуса (т.е. да няма рамо за образуване на момент). От тук идва и другото популярно определение за **аеродинамичен фокус – точката за приложение на изменението на подъемната сила**. Фокусът за профил на дозвукови скорости е разположен на около 25% от средната аеродинамична хорда, а на свръхзвукови скорости се премества назад до около 35%..50% от САХ.

3.4. Понятия за аеродинамичен фокус на самолета

Фокусът на самолета зависи освен от крилото, но и от разположението на хоризонталния стабилизатор. За самолети с нормална схема той е разположен на достатъчно рамо зад крилото

и с това разположение общият фокус на комбинацията "крило – опашни плоскости" се изтегля назад по средната аеродинамична хорда (САХ). С добавянето на хоризонтален стабилизатор общият фокус на самолета се гарантира да бъде зад центъра на тежестта и самолетът има надлъжна устойчивост. Например, попаднал във възходящ поток от увеличената подъемна сила, приложена във фокуса, самолетът сам се стреми да намалява и възстановява изходния ъгъл на атака. В практиката повечето самолети са надлъжно устойчиви, независимо от схемата, като относителното разстояние на фокуса зад центъра на тежестта е от 5% до 15% от САХ. При пътническите самолети не се допуска центровката (относителната координата на центъра на тежестта върху САХ) да бъде по-назад от някаква пределно задна, за да се гарантира минимум 11% от САХ разстояние на фокуса зад центъра на тежестта. Тялото и двигателите, разположени на крилото също влияят върху фокуса и в повечето случаи неблагоприятно за надлъжната устойчивост. Надлъжната устойчивост на самолета обаче, зависи и от положението на центъра на тежестта, поради което неговият контрол е задължителен.

На свръхзвукови скорости фокусът на самолета се изтегля назад и самолетът става прекомерно устойчив и трудно се управлява без специални средства (управляеми стабилизатори, хидроусилватели и др.)

3.5. Вертикален стабилизатор и неговата роля

По подобие на хоризонталните опашни плоскости вертикалният стабилизатор има същото предназначение – да изтегли назад (зад центъра на тежестта) страничния фокус на самолета. Така самолетът в полет има странична флюгерна устойчивост и се стреми сам да отстранява ъгъла на плъзгане β (между вектора на скоростта и плоскостта на симетрия на самолета) от страничното несиметрично обтичане (флюгерът или ветропоказателят винаги се ориентира по потока). Страничната сила при плъзгане се изчислява по формулата $Z=c_z \cdot q \cdot S$. Коефициент на страничната сила c_z зависи линейно от ъгъла на плъзгане β (до $10^\circ \dots 15^\circ$).

3.6. Челно съпротивление

Челното съпротивление на самолета X се създава от силите на триене в граничния слой и сили на налягането. То се определя

експериментално или по изчислителен път. Формулата за пресмятане на челното съпротивление в нютони (N) е същата както за останалите компоненти (подемна и странична сили), като само безразмерният коефициент на подемната сила се отбелязва с c_x

$$X = c_x \frac{\rho V^2}{2} S$$

Съпротивление от силите на налягане съществува както при отсъствие на подемна сила, така и при наличие на подемна сила. Затова, независещите от подемната сила компоненти на челното съпротивление се обединяват под наименованието челно съпротивление при нулева подемна сила и коефициентът им се отбелязва с c_{x0} . Нарича се още безиндуктивно съпротивление, пасивно съпротивление. Коефициентът c_{x0} зависи от числото M . Увеличението на този коефициент на съпротивление в околзвуквата и свръхзвуквата област се предизвиква от добавянето на вълново съпротивление, свързано с развитието на скоковете на уплътнение.

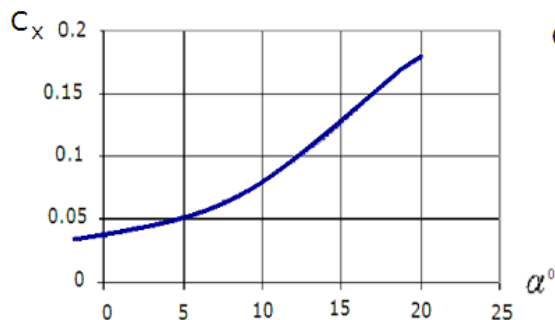
Другата част от съпротивлението, която зависи от подемната сила е индуктивно съпротивление и коефициентът му се отбелязва с c_{xi} .

Общият коефициент на челно съпротивление $c_x = c_{x0} + c_{xi}$ зависи основно от геометричните форми на самолета, ъгъла на атака и числото M на полета. Индуктивното съпротивление може да се разглежда като проекция на резултантната сила от разпределение на налягането (отклонена е назад по потока) върху ос, съвпадаща с направлението на полета (фиг.3.8). Това е приблизително защото за някои профили се появява засмукваща сила в носовата част, която намалява съпротивлението.

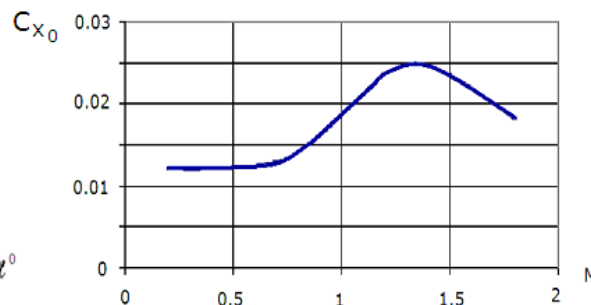
На фигура 3.4 е представена зависимост на коефициента $c_x = c_{x0} + c_{xi} = f(\alpha)$ за самолет с правоъгълно крило с геометрично удължение $\lambda = 6$ на дозвукови скорости. Коефициентът на челно съпротивление на целия самолет при нулева подемна сила е

$c_{x0} = 0.035$. Той е повече от сумата на коефициентите на съпротивление на всички части, защото има неблагоприятни ефекти на взаимно влияние на частите една на друга, наричани вредна интерференция. Например, само за правоъгълно крило на дозвукови (подкритични скорости – $M \leq M_{кр}$) $c_{x0 \text{ крило}} = 0.0105$. След критичния ъгъл на атака съпротивлението продължава да расте

заради откъсването на потока от крилото, независимо от намаляването на коефициент c_y .



Фиг. 3.4. Зависимост $C_x = f(\alpha^0)$.



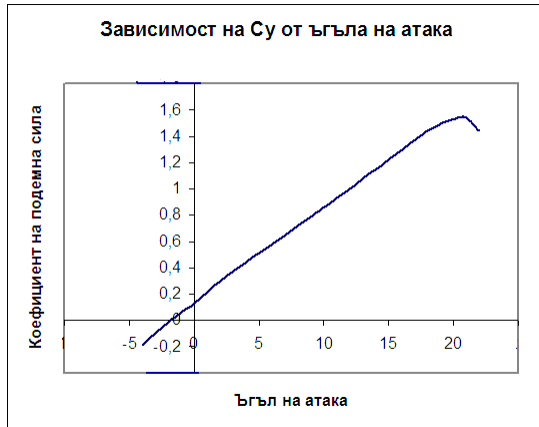
Фиг 3.5. Зависимост $C_{x0} = f(M)$.

На фиг. 3.5 е показан характерът на изменение на коефициентите c_{x0} от числото M на полета. Зависимостта на коефициента c_{x0} от числото M на полета е сложна, като след появата на първите скокове на уплътнение се развива т.н. вълнови кризис, с рязко увеличаване на съпротивлението до $M = 1.2$ и след това c_{x0} монотонно намалява. Такъв характер е свързан с появата на вълновото съпротивление, което по физическа същност е съпротивление на налягане. Преодоляването на този диапазон изисква значително увеличение на теглителната сила на двигателите, която уравнива челното съпротивление в установени полети. Обикновено този режим е преходен (преминаване на звуковата бариера) и е неустановен полет – с ускорение.

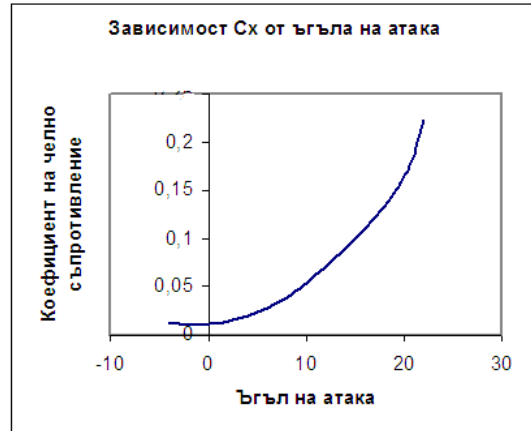
3.7. Поляра и качество на крилото и самолета

Полярата на крилото и на самолета като цяло е графична форма на зависимостта между коефициента на подъемна сила и коефициента на челно съпротивление. Тя носи наименованието още и като **поляра на Лилиентал** (Ото Лилиентал, немски изследовател, създал и изпитал първите планери).

Пример: По експерименталните данни [2-стр.207], представени в табличен вид и на фигури 3.6 и 3.7, да се построи полярата на правоъгълно крило с профил *NACA 2315* и удължение $\lambda = 6$.



Фиг. 3.6. Експериментална зависимост $c_y = f(\alpha)$

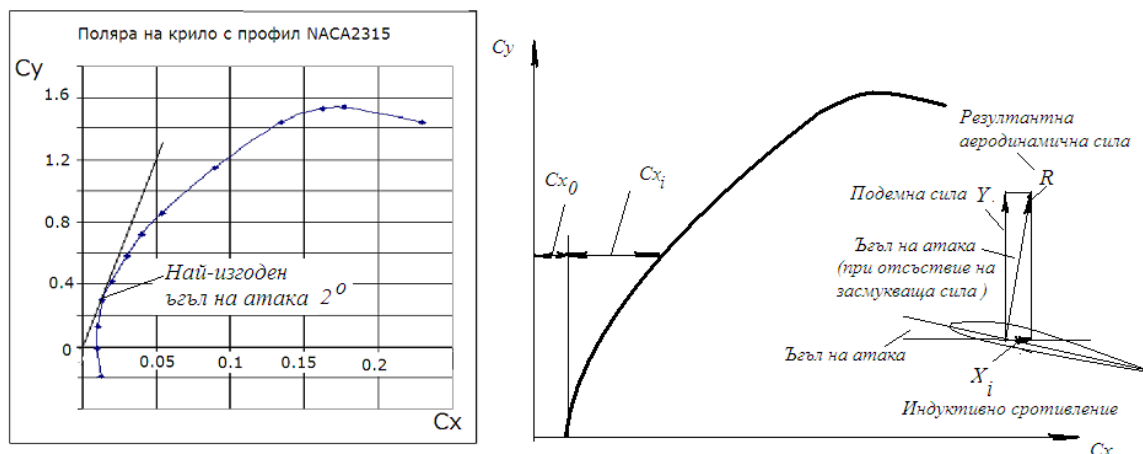


Фиг.3.7. Експериментална зависимост $c_x = f(\alpha)$

Ъгъл на атака в градуси	Коефициент c_y	Коефициент c_x
-4	-0.019	0.013
-2	-0.01	0.010
0	0.13	0.011
2	0.30	0.014
4	0.42	0.020
6	0.58	0.030
8	0.72	0.040
10	0.86	0.054
14	1.15	0.09
18	1.44	0.134
20	1.53	0.162
21	1.54	0.177
22	1.44	0.230

За всеки ъгъл на атака се определя двойка коефициенти c_y и c_x . В координатна система с ордината c_y и абсциса c_x се нанасят точки с тези координати. След като се съединят точките се получава полярата на крилото.

На фигура 3.8 е показана полярата на правоъгълно крило с профил *NACA 2315* и удължение $\lambda = 6$, построена по данните на експерименти, [2] $c_y = f(\alpha)$; $c_x = f(\alpha)$.



Фиг.3.8. Поляра на правоъгълно крило с профил *NACA 2315*, удължение $\lambda = 6$ и дозвукови скорости ($M < M_{кр}$)

На малки числа M на полета скоростта практически не оказва влияние върху характера на полярата. След $M_{кр}$ и развитието на вълновия кризис за всяко число M има специфична поляра, като общото е, че полярите за едно и също крило се преместват надясно и се наклоняват също надясно.

За всеки ъгъл на атака на полярата съответства определена точка и отношението на подъемната сила към челното съпротивление или на техните безразмерни коефициенти се нарича **аеродинамично качество**. Има ъгъл, при който това отношение е максимално и той се нарича **най-изгоден ъгъл на атака**. Намира се като от началото на координатната система на полярата се прекара допирателна към нея. На показаната поляра от фигура 3.8 това е ъгълът на атака около $\alpha = 2^\circ$.

Вълновият кризис протича най-тежко за прави крила. Колкото по-голяма е стреловидността на атакувания ръб толкова коефициентът на съпротивление при нулева подъемна сила е по-малък и полярата на стреловидното крило има начало по-наляво, заради намаления коефициент C_{x_0} .

Появата на вълново съпротивление е причината на свръхзвукови скорости качеството на самолета $K = \frac{C_y}{C_x}$ да се намали.

Ако от началото на полярата (за точката с $c_y=0$) се прекара линия успоредна на ординатата, то разстоянието надясно от тази линия до полярата е коефициентът на индуктивно съпротивление, ако отсъства засмукваща сила.

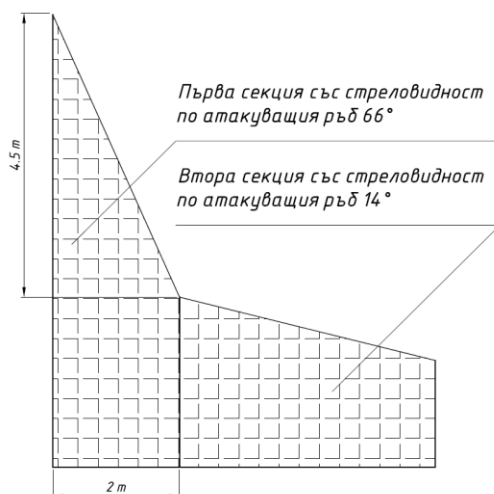
Полярата на самолета е подобна на показаната за крилото, но е изместена надясно защото на самолета има допълнителни части (фюзелаж, колесници и др.), които създават съпротивление. При пуснат колесник това съпротивление значително се увеличава, увеличава се и най-изгодният ъгъл на атака.

Приложения

1. Оределяне на средната аеродинамична хорда за крило

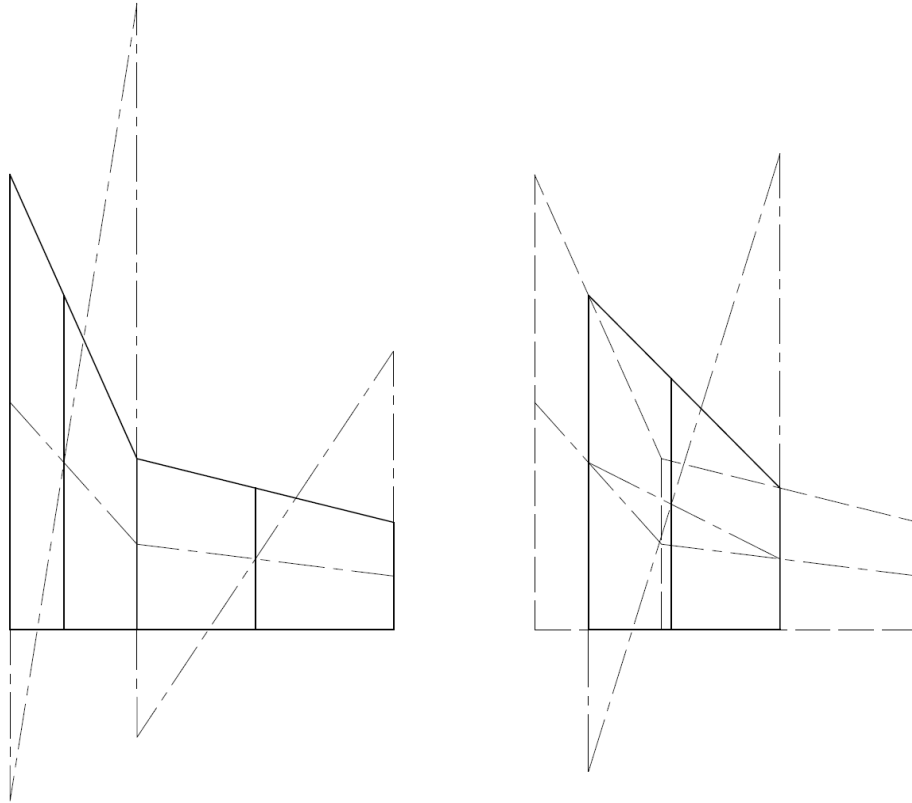
Пример: Дадена е схема на крило (фиг. 3.9) с променлива стреловидност по атакуващия ръб и размерите на хордите в отделните участъци (в таблица). **Да се определи** средната аеродинамична хорда на крило. Разпереността на цялото крило е 12 m . Според размерите на секциите, стреловидността по атакуващия ръб на първата секция е 66° , а на втората е 14° . Втората секция е разположена спрямо първата на разстояния по ос $x = 4.5\text{ m}$, а по ос $z = 2\text{ m}$.

Решение: За трапецовидна форма на секциите (какъвто е случаят) има удобен графичен метод, (предложен от проф. В. С. Пышнов – ВВИА“Жуковский”). Смиълът му е ясен от схемата на фиг. 3.10. За крила с по-сложна форма има аналитични методи (4).

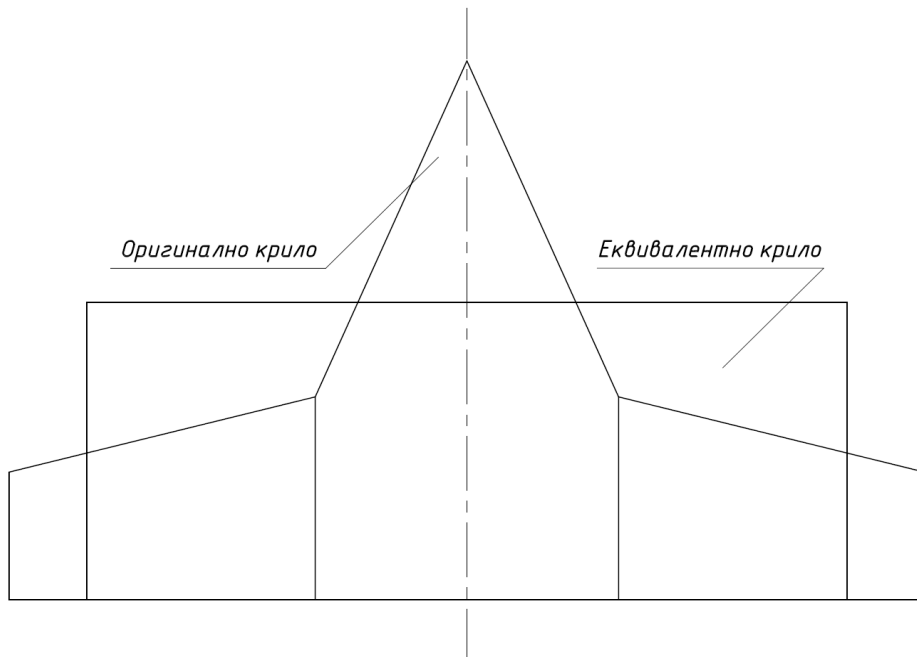


Фиг. 3.9. Схема на полукрило с променлива стреловидност

Елементи на полукрилото	Разпереност на секциите [m]	Площ в [m ²]	Начална хорда за всяка секция [m]	Крайна хорда за всяка секция [m]
Първа секция – основна	2	$S_1 = 10.5$	$b_{осч,1} = 7.5$	$b_{осч,2} = 3$
Втора секция – крайна	4	$S_2 = 10$	$b_{кр,1} = 3$	$b_{кр,2} = 2$



Фиг. 3.10. Графичен метод за намиране на САХ при съставно крило



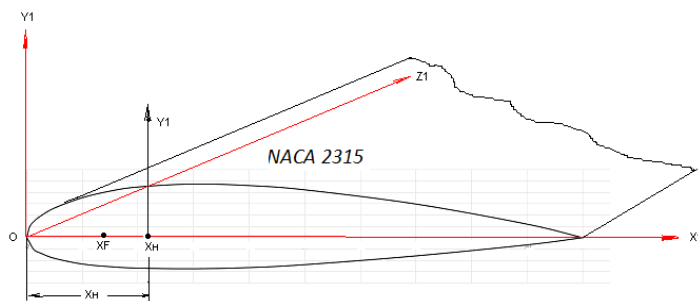
Фиг. 3.11. Общ вид на оригиналното и еквивалентно по моментни характеристики крило - в рамките на линейната зависимост на надлъжния момент от ъгъла на атака.

Приложение 2

Аналитично изследване положението на центъра на налягане и фокуса за профил - по идеи от [5] за обичащите математиката.

Препоръчително е при разсъжденията да си представим или да се начертае профил, разположен така, че атакуващият ръб да бъде в лявата част на страницата.

Избира се координатна система, с начало в носовата част на профила и се определя моментът от подемната сила. Профилът на правоъгълното крило има хорда b .



Фиг.3.12. Профил с координатна система $Ox_1y_1z_1$

Координатната система се нарича свързана и има ос Ox_1 , съвпадаща с хордата и насочена по потока. Ос Oy_1 е насочена перпендикулярно на нея и успоредно на тази ос от точка x_H се разполага компонентата на подемната сила Y_1 , която приблизително е равна на компонентата Y в т. нар. скоростна координатна система, когато оста Ox съвпада със скоростта на потока. Ъглите на атака не надвишават $10^\circ..20^\circ$ и с приближение може да се приеме $Y_1 = Y \cdot \cos \alpha \approx Y \approx c_y \cdot q \cdot S$. Ос Oz_1 е разположена перпендикулярно на профила, в посока от наблюдаващия към профила. Положителен (кабриращ) момент $M_{z1} = M_z$ е този, който върти профила по правилото на десния винт (гледа се по посоката на оста Oz_1 и се върти надясно). За свързаната и скоростната координатни системи осите Oz и Oz_1 съвпадат.

В приетата координатна система центърът на налягане е разположен върху хордата на разстояние x_H от началото на координатната система и моментът на подемната сила при положителни ъгли на атака е **отрицателен**. Търсеният момент $M_z = -Y \cdot x_H$. Премахва се към безразмерни коефициенти, като се има предвид, че $q = \rho \frac{V^2}{2}$:

$$\begin{aligned} M_z &= m_z q S b; & Y &= c_y q S \\ m_z q S b &= -c_y q S x_H & & \dots\dots\dots(1) \\ m_z &= -c_y x_H \end{aligned}$$

Известно е от експеримент, че както $c_y = f(\alpha)$, така и $m_z = f(\alpha)$ са приблизително линейни функции от ъгъла на атака в диапазона до началото на срывни явления преди критичните ъгли на атака и следователно в този диапазон между m_z и c_y също има линейна зависимост, като при нулева подемна сила съществува малък момент, чийто коефициент се означава с m_{z0} . Уравнението за момент $m_z = f(c_y)$ е уравнение на права линия, която не преминава през нулева точка (линейната функция в общ вид може да се запише като $y = kx + c$, където k и c са постоянни величини). В конкретния случай графиката на линейната функция $m_z = f(c_y)$ има наклон $k = \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = const$, а коефициентът $c = m_{z0} = const$.

$$m_z = m_{z0} + \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} c_y = m_{z0} + m_z^{C_y} c_y \dots\dots\dots(2)$$

Обикновено коефициентът на момента при нулева подъемна сила m_{z0} е отрицателна величина за несиметрични профили и е нула за симетрични, а $m_z^{C_y}$ е отрицателна величина в разглежданата координатна система (при увеличаване на подъемната сила профилът се завърта около носа си наляво (обратно на часовата стрелка).

Причина за появата на момент при нулева подъемна сила на несиметричните профили е фактът, че аеродинамичното взаимодействие при този режим се изразжда в **двоица сили**. За да се получи нулева подъемна сила при несиметричния профил, то той трябва да бъде поставен на малък отрицателен ъгъл на атака. При обдухване на профила, за отрицателен ъгъл на атака разпределението на налягането е такова, че в предната му част компонентата на двоицата сили е насочена надолу, а в задната част – нагоре.

Симетричните профили не пораждат двоица при нулев ъгъл на атака, защото има симетрично разпределение на налягането. Симетрични профили се поставят на опасните плоскости, а несиметрични на крилата.

Като се приравнят десните части на двата изрази (1) и (2) за коефициента на момента се получава удобен израз за изчисление на относителната координата на центъра на налягане:

$$\bar{x}_H = -\frac{m_{z0}}{c_y} - m_z^{C_y} \dots\dots\dots(3)$$

Търси се границата на този израз при $C_y = 0$ и при $C_y = \infty$.

$$\lim_{C_y \rightarrow 0} \bar{x}_H = \pm\infty \quad \lim_{C_y \rightarrow \infty} \bar{x}_H = -m_z^{C_y} = const$$

Центърът на налягане не е постоянна величина. При аргумент $C_y = 0$ стойността клони към $+\infty$, ако $m_{z0} \leq 0$, а при $C_y = \infty$ към $-m_z^{C_y}$.

Само за симетричните профили центърът на налягане е постоянна величина, т. е. $\bar{x}_{Нсим.профил} = -m_z^{C_y}$. Като се има предвид, че $m_z^{C_y} \leq 0$, то $(-m_z^{C_y}) = |m_z^{C_y}|$.

Координатата на аеродинамичния фокус x_F може да се намери по аналитичен път – чрез момента на подъемната сила относно фокуса M_{zF} . В разглеждания случай (фиг. 3.12) рамото на подъемната сила е $(x_H - x_F)$.

$$M_{zF} = -Y(x_H - x_F)$$

Премахва се към безразмерни коефициенти като лявата и дясната част на израза се раздели на (qSb) . След тази операция в скобите се получава разлика от относителни безразмерни координати на центъра на налягане и на аеродинамичния фокус $\bar{x}_H = \frac{x_H}{b}$, $\bar{x}_F = \frac{x_F}{b}$, $\frac{Y}{qS} = C_y$. Следващата стъпка е относителната координата на центъра на налягането \bar{x}_H да се замести с определеното в израз (3):

$$\bar{x}_H = -\frac{m_{z0}}{c_y} - m_z^{C_y}$$

$$m_{zF} = -c_y \left[-\frac{m_{z0}}{c_y} - m_z^{C_y} - \bar{x}_F \right] = c_y \left[\frac{m_{z0}}{c_y} + m_z^{C_y} + \bar{x}_F \right] \dots\dots\dots(4)$$

По определението за фокус, моментът около него е постоянна величина и следователно производната му по ъгъл на атака е нула, т.е. $\frac{\partial m_{zF}}{\partial \alpha} = 0$. Понеже коефициентът на момента при нулева подъемна сила също е постоянен ($m_{z0} = const$), то и $\frac{\partial m_{z0}}{\partial \alpha} = 0$. След разкриване на квадратните скоби в израз (4) се получава:

$$m_{zF} = m_{z0} + c_y m_z^{C_y} + c_y \bar{x}_F \dots \dots \dots (5)$$

Търси се производната по ъгъл на атака на получения израз (5) за m_{zF} , като се отчита, че по определението за фокус и момент при нулева подъемна сила е валидно $\frac{\partial m_{zF}}{\partial \alpha} = 0$ и $\frac{\partial m_{z0}}{\partial \alpha} = 0$, а в рамките на плавното (безсривно) обтичане – производната на коефициента на подъемна сила по ъгъла на атака е наклонът $\frac{\Delta C_y}{\Delta \alpha} = c_y^\alpha = const$. В този диапазон и наклонът на моментната характеристика е постоянен, т. е. $\frac{\Delta m_z}{\Delta C_y} = const$, което се записва като $m_z^{C_y} = const$. Според правилата за намиране на първа производна, с отчитане на споменатите особености:

$$0 = 0 + c_y^\alpha m_z^{C_y} + c_y^\alpha \bar{x}_F$$

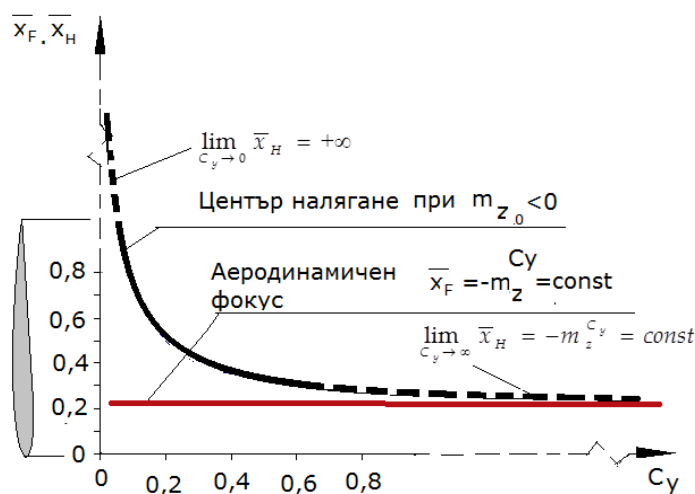
Полученото уравнение се решава относно \bar{x}_F :

$$\bar{x}_F = -m_z^{C_y}$$

Следователно и координатата на фокуса също е постоянна величина, защото $m_z^{C_y} = const$.

От сравнението на изразите за координатите на фокуса и на центъра на налягане следва, че фокус е онова положение на центъра на налягане, което се получава, когато се търси границата на израза (3) при $C_y = \infty$. При симетричен профил центърът на налягане и аеродинамичният фокус съвпадат, няма момент при нулева подъемна сила.

На фиг.3.13 е показано изменението на относителните координати на центъра на налягане и на положението на аеродинамичния фокус за правоъгълно крило с удължение $\lambda = 6$ и профил NASA 2315 по данни от [2].



Фиг 3.13. Примерна зависимост за изменението на центъра на налягане

Литература по темата

1. Бадягин А. А., С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Ф. И. Склянский, Н. А. Фомин, **Проектирование самолетов**, изд. „Машиностроение“, Москва 1972 г., стр. 275...305
2. Балайчук А. К., М. С. Вскобойник, Г. С. Лагосюк, К. Д. Миртов, Ю. Д. Миленский, В. С. Мухо, Д. П. Осокин, М. Л. Скрипка,, В. С. Ушаков, Ж. С. Черненко, **Сборник задач по конструкции и прочности самолетов и вертолетов**, под редакции проф. К. Д. Миртова и проф. Ж. С. Черненко, изд. „Транспорт“, Москва 1973 г., стр. 198...210
3. Зонщайн С. И., **Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов**, изд. „Высшая школа“, Москва 1966 г., стр. 52...79...92
4. Микеладзе В. Г., В. М. Титов, **Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет** изд. „Машиностроение“, Москва 1990 г.
5. Остославский И. В., **Аэродинамика самолета** Гос. изд. Оборонной промышленности, Москва 1957 г.
6. Тодоров М. Д., **Определяне на характеристиките на устойчивост и управляемост на самолета**, изд. „БПС“, София 2002 г.