

## АЕРОДИНАМИЧНИ СИЛИ

### 2.1. Аеродинамиката като наука.

Думата аеродинамика се състои от две гръцки думи „аер“ – въздух и „динамис“ – сила. Науката аеродинамика разкрива физическата природа и закономерностите в изменението на външните сили, действащи на летателните апарати при движението им в атмосферния въздух. Като наука аеродинамиката се е развивала в две направления: експериментална и теоретична.

**Експерименталната аеродинамика** изучава същността на явленията в цялата им пълнота и на основата на опита установява големината на аеродинамичните сили и факторите, от които те зависят. Експерименталните изследвания се провеждат основно в аеродинамични тръби и на самолети – лаборатории в реални полети.

**Теоретичната аеродинамика** се основава на теоретичната механика и изучава взаимодействието между въздушната среда и движещите се в нея тела чисто математически. Тя дава възможност редица явления да се моделират и изследват, да се разкрият зависимости и по изчислителен път да се определят силите и моментите, които действат на летателните апарати. Всички теоретични зависимости и изводи изискват експериментална проверка.

**Практическата аеродинамика** е приложна наука. Тя изучава както физическата природа на аеродинамичните сили, така и движенията на летателните апарати под действието на тези сили.

Изучаването на движението на летателните апарати е сложно в общ вид и се разглежда в няколко части с преходи от по-простото към по-сложното. Обикновено в началото движението на летателния апарат се разглежда като движение на материална точка с маса равна на апарата. Изучават се траекториите и летателните характеристики на апарата. На втория етап се изучават съвместно движението на масовия център и движението около него, като летателният апарат се разглежда като система от

материални точки с точно определени геометрични форми и разпределение на масата.

## 2.2. Аеродинамични сили, действащи по крилото на самолета.

Аеродинамичните сили са разпределени по повърхността на частите на самолета. Основна конструктивна част на самолета (от гледната точка на създаване на аеродинамичните сили) е крилото, при това е безразлично дали то се движи относно въздуха или въздухът се движи относно крилото.

**Профил на крилото** се нарича формата на неговото напречно сечение, успоредно на равнината на симетрия за самолета. Профилите биват симетрични и несиметрични. Основните характеристики на профилите са: хорда  $b$ , относителна дебелина  $\bar{c}$  и относителна кривина  $\bar{f}$ .

Хордата е дължина на права линия, съединяваща двете най-отдалечени точки от профила. Относителната дебелина на профила е отношение на максималната дебелина на профила към хордата, изразено в проценти:  $\bar{c} = \frac{c_{\max}}{b} 100\%$ . Профилите се строят по координати на долната и горна повърхности, като за абсциса на координатната система се приема линия, съвпадаща с хордата.

Кривината на профила се изчислява по зададените в каталожните таблици за профили координати на горната и долната повърхности по формулата  $f = \frac{y_z + y_d}{2}$ .

Характерен параметър за кривината на профила е максималната стойност на изчисленото значение  $f_{\max}$ . Относителна кривина на профила е отношение на максималната кривина към хордата  $\bar{f} = \frac{f_{\max}}{b} 100\%$ .

Положението на максималната дебелина и кривина на профила се определя с координатите  $x_c$  и  $x_f$ , измерени от началото на хордата и безразмерните величини  $\bar{x}_c = \frac{x_c}{b}$  и  $\bar{x}_f = \frac{x_f}{b}$ . Важна характеристика на профила е радиусът на закръгление на носовата

част  $r$  и съответният ѝ безразмерен параметър  $\bar{r}$  (отношение на радиуса към хордата).

Положението на профила в потока (и на крилото) се характеризира с ъгъла на атака  $\alpha$ , който е между хордата на профила и вектора на скоростта.

Освен разгледаните по-горе характеристики на профила за аеродинамичните сили е важна и формата на крилото в план. Типични в авиацията са правоъгълното, триъгълното, трапецовидното, стреловидното и крило със сложна форма в план.

Към основните геометричните характеристики на крилото се отнасят: разпереност  $\ell$ , площ  $S$ , удължение  $\lambda = \frac{\ell^2}{S}$ , стеснение

$\eta = \frac{b_0}{b_k}$  – отношението на хордата в основата на крилото  $b_0$  (в

плоскостта на симетрия на самолета, наричана още „базова плоскост“) към крайната хорда  $b_k$ , ъгъл на стреловидност  $\chi^0$ , измерван по атакуващия ръб или по  $\frac{1}{4}$  от хордите (правоъгълното крило има ъгъл  $\chi^0 = 0^0$ ). Права стреловидност има крило, при което крайните хорди на двете полукрила са разположени назад, а обратна – съответно напред по отношение на хордата в основата на крилото.

Аеродинамичните сили, възникващи на крилото, зависят от неговата форма (набор от профили и вид в план – погледнато от горе) и положението относно потока (ъгъл на атака – за крилото между хордата в плоскостта на симетрия и проекцията на вектора на скоростта върху тази равнина), скоростта на обтичане и физическите свойства на въздуха – инертност, вискозитет, свиваемост. Мярка за инертността на въздуха е неговата масова плътност  $\rho$ .

Вискозитетът характеризира способността на въздуха да се съпротивлява на взаимно разместване на частиците в сравнително тънкия слой, прилягащ към повърхността на обтекаемото тяло. Той обуславя възникването на сили на триене.

Свиваемостта е свойството на въздуха да променя плътността си под въздействие на сили на налягането. Количествено свиваемостта се характеризира с отношението на изменението на

налягането към изменението на плътността  $\frac{\Delta p}{\Delta \rho}$ . От курсовете по физика е известно, че това отношение е равно на квадрата на звуковата скорост  $\frac{\Delta p}{\Delta \rho} = a^2$ . От това следва, че скоростта на звука характеризира свиваемостта на неподвижния въздух. Скоростта на звука във въздуха зависи само от температурата в градуси по Келвин (абсолютната температура  $T^0 K = 273 + t^0 C$ ):  $a \approx 20.1\sqrt{T}$ .

Свиваемостта на движещия се въздух трябва да се оценява с друг критерии, който е отношение на скоростта на движение апарата във въздуха към скоростта на звука в него. Нарича се число на Мах (Ернст Мах австрийски физик и философ), означава се с  $M = \frac{V}{a}$ .

Колкото по-голяма е скоростта  $V$  на движение на въздушния поток (или на тялото в него) и колкото по-малка е скоростта на звука, толкова в по-голяма степен се проявяват свързаните със свиваемостта на въздуха явления. Теорията и практиката са показали, че при числа  $M < 0.5$  свиваемостта на въздуха може да се пренебрегне при определяне на аеродинамичните сили. Над  $M=0.5$  свиваемостта се проявява и следва да се отчита при изследване на взаимодействието между въздушния поток и телата, намиращи се в него.

Аеродинамичните сили по своята природа са обусловени от силите на триене и налягане. Свиваемостта оказва съществено влияние на силите на налягане и значително по-малко влияние върху силите на триене.

### **2.3. Разпределение на налягането около профила на крилото. Дозвуково обтичане на крило ( $M < 0.5$ ).**

Болшинството полети на апарати по-тежки от въздуха се извършват на дозвукови скорости. Този режим е подробно изучен и физическите процеси, протичащи при взаимодействието на въздушния поток с частите на летателните апарати, са в основата на популярни модели за обяснение на възникващите сили.

Най-достъпно появата на аеродинамична сила се обяснява с действието на два физически закона: **закон за непрекъснатост на потока; закон на Бернули.**

За основа на явленията около тяло, поставено във въздушен поток, се приема моделът на струйките въздух, които обтичат профила. Такъв модел е много близко до истинската картина на обтичане при сравнително бавни течения на флуиди със слоеста структура и отсъствие на забележими вихри.

Всяка частица от установения и безвихров поток на въздуха при движението си изминава някаква плавна траектория. В експерименти такъв поток се получава след специални изправящи решетки в аеродинамичните тръби. Ако мислено в напречното сечение на потока се очертае затворен контур и през неговите точки се прекарат траекториите на въздушните частици, то се образува тръбичка. При установени течения тръбичките са неизменни и флуидите в тях текат както в тръби с твърди стени. Повърхността на тази мислена тръбичка отделя част от потока и тази част се нарича струйка. Множеството частици, движещи се в тази струйка, се подчиняват на закона за непрекъснатост и на закона на Бернули.

**Законът за непрекъснатост се формулира така:** масата въздух, преминаваща през всяко сечение на струйката за една секунда е постоянна величина. За две произволни сечения по струйката, означени с  $1$  и  $2$ , това определение на закона за непрекъснатост се записва във вид на уравнение

$$\rho_1 f_1 V_1 = \rho_2 f_2 V_2 = const$$

където  $\rho_1, f_1, V_1$  са плътност, площ на сечението на струйката и скоростта на частиците в първото сечение, а  $\rho_2, f_2, V_2$  същите параметри на потока, но за второто сечение.

Тъй като се разглежда несвиваем поток,  $\rho_1 = \rho_2$ . За такъв поток законът за непрекъснатост се записва в следния вид:

$$f_1 V_1 = f_2 V_2 = const$$

От това следва, че в което и да е сечение на струйката скоростта на въздушните частици е обратно пропорционална на сечението ѝ. Ако поради наличието на крило в потока струйките се деформират и изменят сечението си, то по силата на закона за непрекъснатост скоростта на потока също се променя, като тя е по-голяма в местата, където сечението на струйките намалява. Профилът на крилото обикновено се прави несиметричен и по

горната страна струйките се свиват, дори при нулев ъгъл на атака. Там (в горната част на профила) следва да се очаква ускоряване на потока съгласно закона за непрекъснатост.

Законът за непрекъснатост може да се нарече още закон за постоянство на разхода. Той е следствие от закона за съхранение на масата и е формулиран за първи път през 1748 г. от Ломоносов.

**Законът на Бернули** установява връзка между скоростта и налягането на въздуха в струйката. За несвиваем въздух той се записва така:

$$\frac{\rho V_1^2}{2} + p_1 = \frac{\rho V_2^2}{2} + p_2 = const$$

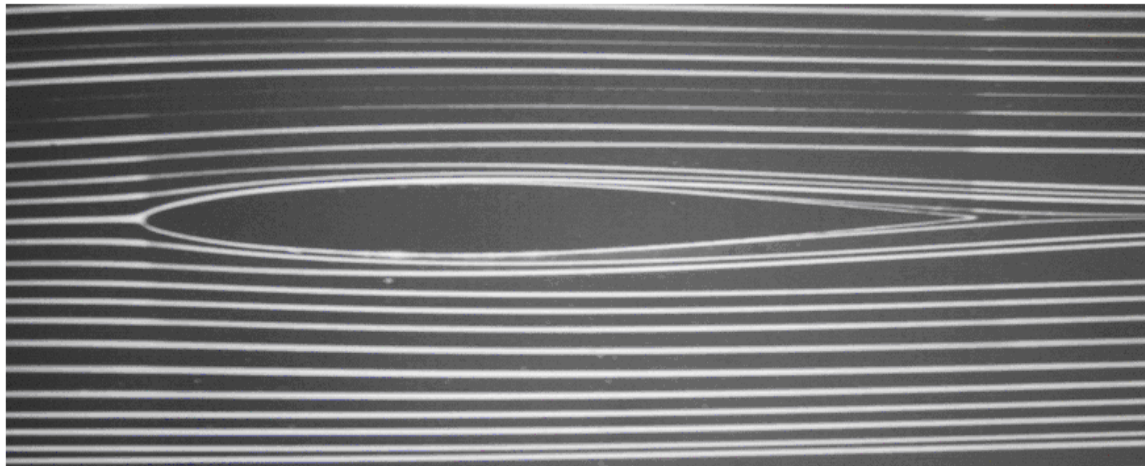
където  $p_1$  и  $p_2$  са налягането в мислено прекараните две сечения на струйката, обтичаща профила (и по-конкретно върху горната му страна);  $\frac{\rho V^2}{2}$  се нарича скоростен напор.

Законът на Бернули (във формата му за несвиваем газ) е следствие от по-общия закон за съхранение на енергията.

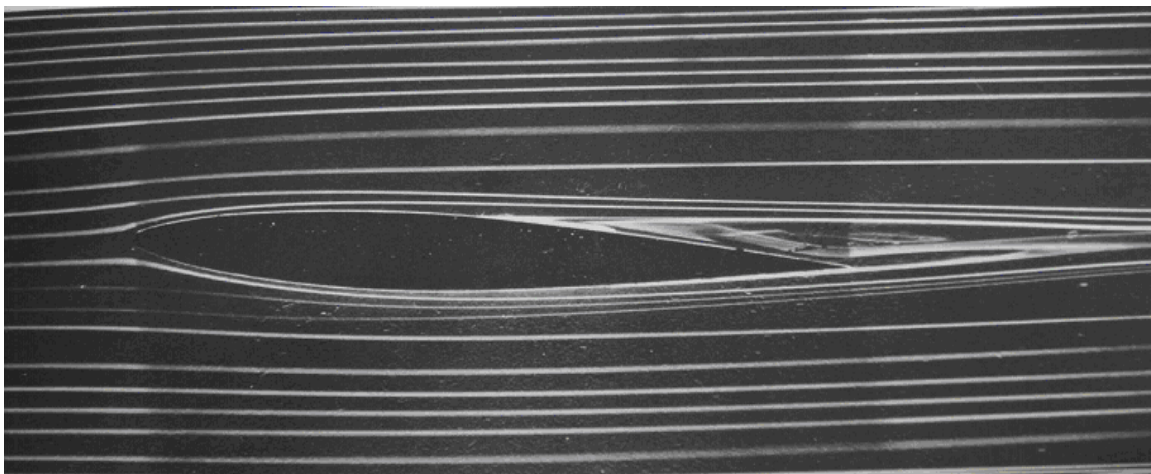
От действието на двата закона при обтичане на профила на крилото от въздуха се получава ускоряване на потока върху горната страна и намаляване на налягането му в сравнение със същите параметри на потока, но в струйките, преминаващи под профила на крилото. В зависимост от вида на профила това може да става дори при нулев ъгъл на атака (при несиметрични профили), когато хордата на профила е паралелна на потока. Нагледна представа за обтичане на крилен профил, която илюстрира правдоподобие на модела на струйките и обяснението на физическата картина за възникване на аеродинамична сила, е мигновената картина (фотография) на токовите линии в установен поток на флуид. Токова линия може да бъде крива, във всяка точка на която векторите на скоростта на движещите се частици са допирателни към кривата. При установен поток токовите линии съвпадат с траекторията на частицата.

На фиг. 2.1. са показани две фотографии на обтичане на крилен профил от течност при малки скорости [1 – стр. 21 и 22]. На първата фотография е показано симетрично обтичане на профил *NACA64A015*, поместен в хидродинамична тръба при нулев

ъгъл на атака. Токовете линии са визуализирани чрез оцветяване на течността. Течението е слоесто (ламинарно). На втората фотография същият профил (*NACA64A015*) е поставен в потока под ъгъл на атака от  $5^\circ$ . Видно е, че близо до профила има граничен слой, който се откъсва от профила в задната половина на горната част от профила. Този граничен слой има важно значение за силите, които възникват при обтичане на тела от флуиди. Процесите, които обуславят това откъсване и образуване на вихри са свързани с вискозитета на флуида, силите на триене и налягане в прилепналия към профила граничен слой.



а) Обтичане на профил *NACA64A015* при нулев ъгъл на атака от ламинарен поток на флуид в хидродинамична тръба



б) Обтичане на профил *NACA64A015* от ламинарен поток на флуид в хидродинамична тръба при ъгъл на атака от  $5^\circ$ .

**Фиг. 2.1.** Фотографии на токови линии и струйки

Този модел за обяснение на причините за появата на аеродинамична сила, способна да повдигне тяло по-тежко от въздуха, намиращо се в поток, може да се подкрепи и с демонстрация при експеримент в аеродинамична тръба с измерване на налягането в различни точки по профила на крилото. Графическото изображение на разпределението на налягането може да стане по способа на векторите или на диаграмите за коефициента на налягането  $\bar{p}$  (фиг.2.2). Този коефициент се изчислява по формулата:

$$\bar{p} = \frac{p_m - p_0}{q}, \text{ където}$$

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \text{ е скоростен напор на полета в паскали (1Pa=1N/m}^2\text{; } 1\text{N=1kg}\cdot\text{1m/s}^2\text{);}$$

$p_m$  е статично налягане в дадена точка на профила (т. нар. местно), Pa;

$p_0$  е налягане на атмосферния въздух, Pa.

По способа на векторите изчисленият коефициент  $\bar{p}$  се нанася в някакъв мащаб перпендикулярно на повърхността на профила. Когато този коефициент на налягане е положителна величина, то векторът е насочен към контура на профила и обратно – при местно разреждане -  $\bar{p}$  е отрицателна величина и се нанася с вектор, ориентиран от контура навън. Обикновено при малки ъгли на атака  $\bar{p}$  е положителна величина (сврърхналягане) само в челната част на профила, а в останалата му повърхност е отрицателна величина, като разреждането е по-голямо на горната повърхност.

По метода на диаграмите изчислените коефициенти  $\bar{p}$  се нанасят перпендикулярно на хордата, като е прието отрицателните стойности да се нанасят отгоре на абсцисата. Така, веднага от диаграмата си личат зоните с най-голямо разреждане, а те са на

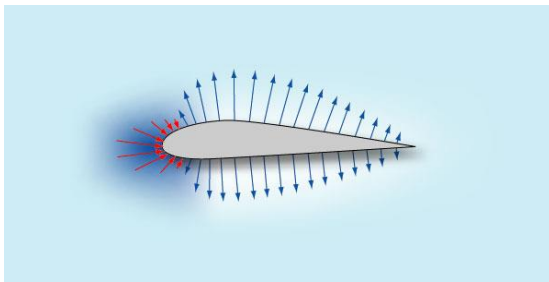


горната страна на профила. Особена точка има на носовата част на профила. В нея скоростта се намалява до нула, това е т. нар. **критична точка**. В критичната точка налягането е максимално и е равно на сумата от скоростния напор и статичното налягане:

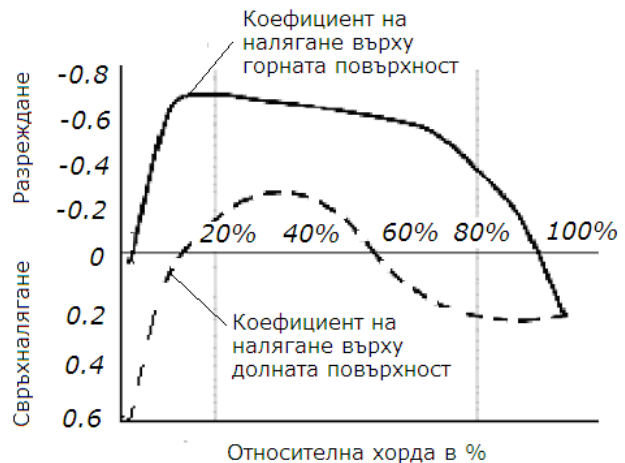
$$p_{кр} = q + p_0$$

Коефициентът на налягане в критичната точка  $\bar{p}_{кр} = 1$  също е максимален.

На фиг. 2.2. е показано примерно разпределение на коефициента на налягане по метода на векторите и по метода на диаграмите.



Разпределение на коефициента на налягането по метода на векторите.



Разпределение на коефициента на налягането по метода на диаграмите.

**Фиг.2.2.** Общ вид на разпределението на коефициента на налягане при обтичане на различни профили

На малки скорости основна роля за създаването на подъемна сила има разреждането на горната повърхност на профила, а на големи скорости нараства ролята на долната повърхност (особено на свръхзвукови скорости).

## 2.4. Граничен слой.

Общата картина на обтичане на телата от въздух на основание наблюдения и изследвания на течения на флуиди може мислено да се раздели на три области:

**Първа област** – тънък слой прилягащ към повърхността на тялото, в който въздухът вследствие на вискозитета има голям градиент на скоростта (непосредствено на повърхността на тялото скоростта е равна на нула, а с увеличаване на разстоянието от повърхността скоростта нараства). На някакво разстояние  $\delta$ , наричано дебелина на граничния слой скоростта се изравнява с местната скорост на потока, в който вискозитета може да се пренебрегне.

**Втора област** – следа зад тялото (крилото), в която въздухът е смутен (завихрен) и оказва влияние на другите части на самолета, разположени зад крилото и на летателни апарати, които попадат в тази следа. Попътната следа може да бъде разположена на значително разстояние зад крилото и след време се разпада в околната среда.

**Трета област**, в която градиентите на скоростта над и под крилото са пренебрежимо малки и силите на триене може да не се отчитат, въздухът се счита за идеален и появата на аеродинамични сили се обяснява с разгледания модел на струйките, отчитайки само силите на налягане.

Граничният слой има съществено значение при взаимодействието на потока с крилото, защото в него протичат процеси, от които зависи големината на аеродинамичната сила и характера ѝ при изменението на ъгъла на атака. Физическа представа за граничния слой може да се получи, ако си представим, че обтичаната повърхност е покрита с оцветител, разтворим във флуида, обтичащ тялото (профила). Очевидно, оцветителят ще дифундира в масата на флуида и едновременно ще се отнася от потока. Оцветената зона приблизително съвпада с граничния слой, който постепенно се удебелява по потока. Тази оцветена зона се отделя от повърхността на профила и след него се превръща в аеродинамична следа (попътна следа, спутная струя, downwash).

Дебелината на граничния слой въздейства подобно на изменение в очертанията на профила и, следователно, променя в известна степен идеализираната представа за разпределението на налягането върху повърхността на профила. Особено голямо може да бъде влиянието на граничния слой при увеличаване на ъгъла на атака.

Граничният слой съществува в две основни форми: ламинарен и турбулентен слой. Ламинарното течение е без смесване на слоевете, които имат разлика в скоростите (градиент), а турбулентното – с интензивно смесване на слоевете. Турбулентният слой винаги е по-дебел от ламинарния, тъй като вследствие на смесването на слоевете, по-голяма маса от въздуха изпитва влиянието на вискозността и триенето. Характерът на граничния слой при крилото може да се променя. В челната част на профила той, обикновено е ламинарен, а след това се превръща в турбулентен. Съгласно експериментални и теоретични изследвания с увеличаване на скоростта дебелината на граничния слой се намалява, а аеродинамичната следа става по тясна.

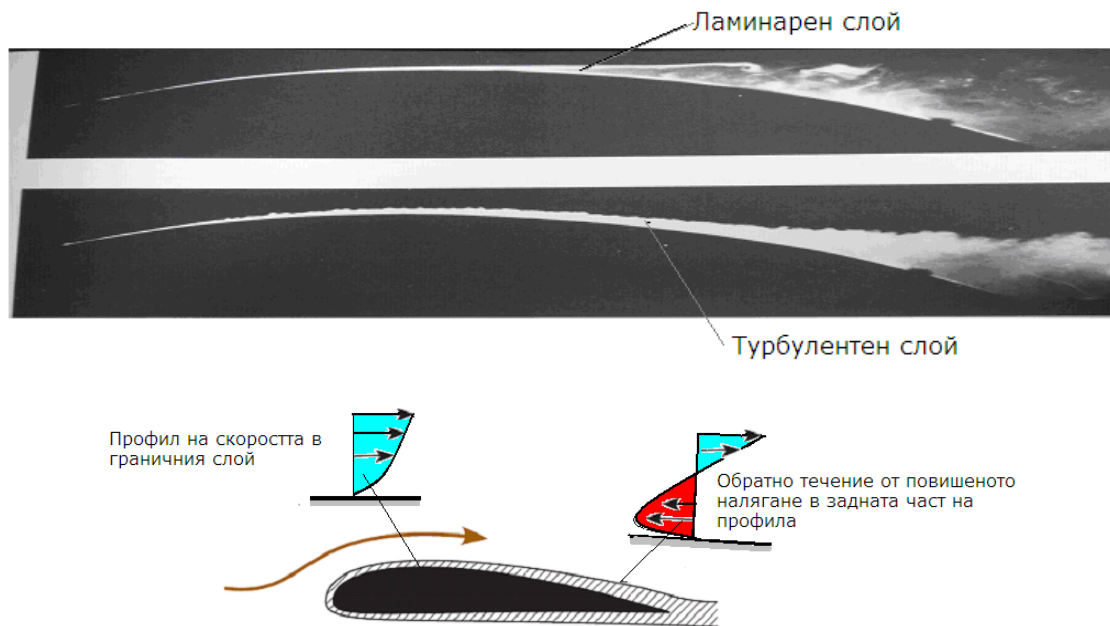
Координатата  $x_T$  на прехода на ламинарния слой в турбулентен (измерена от началото на хордата) за правоъгълни крила при добра обработка на повърхността съвпада на практика с мястото на най-голямата дебелина на профила. За стреловидни крила се приема, че граничният слой е изцяло турбулентен.

От структурата на граничния слой зависят силите на триене. В граничния слой започва откъсването на потока от обтекаемата повърхност. Триенето в ламинарния слой е по-малко от турбулентния, но турбулентният слой е по-устойчив срещу откъсване от изпъкнали повърхности.

На фотографиите на фиг. 2.3 [1 – стр. 93] е показано по-устойчивото поведение на турбулентния слой и профилите на скоростта в граничния слой от различни зони на профила.

Откъсването на потока в **задната част на профила** се дължи на обратното течение в непосредствената близост до профила, в който течението е близо до ламинарното (квазиламинарен подслой). В тази част на граничния слой течението има малка кинетична енергия, а силите на налягането в задната част на профила са по-големи от тези в средната. Частици въздух започват да проникват напред в граничния слой на задната

страна на профила и се образуват зони с обратно течение. Профилът на скоростта там не е с плавно нарастване до скоростта на несмутения поток, а има специфична форма, определяна от смяната в посоката на течението. Това обратно течение отлепва от стената основния поток.



**Фиг. 2.3.** Поведение на граничния слой при обтичане на изпъкнали повърхности; механизъм на откъсване на граничния слой, [1].

Откъсването на потока намалява аеродинамичната сила, увеличава следата след профила и съпротивлението на крилото като цяло. Доколкото това явление е вредно от аеродинамична гледна точка, в зоните на крилата, където е нужно да се осигури устойчив поток граничният слой се турбулизира изкуствено чрез специални малки пластинки, разположени напречно или под ъгъл на потока, наричани турбулизатори.

### 2.5. Окологзвукovo и свръхзвукovo обтичане на телата.

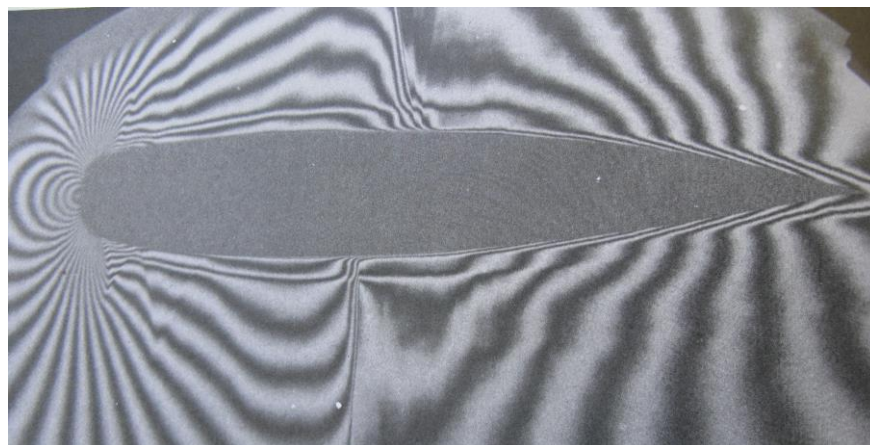
Окологзвукovo обтичане на телата се наблюдава при скорости съответстващи на число  $M > 0.5$  и  $M < 1$ . В този диапазон въздухът се държи като свиваем газ. При обтичане на крилния профил по дължина на струйките се променят не само скоростта и налягането, но и плътността и температурата. Изменението на температурата

на свой ред предизвиква изменение на скоростта на звука. Следователно, при определена скорост на потока (или на тялото относно потока) във всяка точка по профила има специфична скорост на въздуха, наричана местна скорост, местно налягане, скорост на звука и местно число  $M$ . Очевидно е, че при увеличение на скоростта на потока (на полета) в някоя точка на профила параметрите на потока първи ще достигнат местната скорост на звука.

Най-малката скорост на потока, при която в една точка на профила местната скорост стане равна на местната скорост на звука се нарича критична скорост  $V_{кр}$ , а числото  $M$  на полета  $M_{кр}$ . При скорости на потока по-големи от  $V_{кр}$  (т. е.  $M > M_{кр}$ ) на профила се образуват местни, ограничени свръхзвукови зони. Течението в струйките се подчинява на течението на свръхзвуков поток в канали. Там където струйката има най-малко сечение се достига звуковата скорост и след това в разширяващата се част на струйката скоростта продължава да расте, защото се образува канал, наподобяващ сопло на Лавал (Густав де Лавал шведски инженер – изобретател, който за първи път при конструирането на парна турбина профилира накрайник – сопло с особена форма за получаване на правилна свръхзвукова струя). Соплото на Лавал има такова профилиране на надлъжното сечение, че отначало дозвуковият поток се ускорява в стесняващ се канал, достига в най-тясното напречно сечение звуковата скорост и след това по оста на соплото напречното сечение плавно се разширява. При течението плавно се намаляват налягането и плътността, а се увеличава скоростта на потока до свръхзвукова. Действието на законите за непрекъснатост на разхода и на Бернули е валидно по свиваемия поток. Тъй като скоростта на потока пред профила на крилото и след него е дозвуков, то е нужно скоростта в струйката до края на профила да стане отново дозвукова. Свръхзвуковият поток, за разлика от дозвуковия, не може да намалява плавно скоростта си. Това става рязко, чрез т. нар. **скок на уплътнение**. Скокът на уплътнение е повърхност от въздуха, на която скокообразно се променят скоростта (намалява), налягането температурата и плътността (нарастват). Дали потокът ще достигне в критичното сечение местната звукова скорост или не, зависи от параметрите му пред деформираната струйка, наподобяваща сопло на Лавал. Ако не бъде достигната местната скорост на звука, соплото на Лавал работи като тръба на Вентури – след най-тясното сечение

скоростта в разширяващата се част до изхода плавно ще намалява, а налягането плавно ще расте. Разглеждайки струйката като своеобразно сопло на Лавал, то може да се предположи, че първите скокове на уплътнение ще се появят на горната повърхност на профила. После, при по-нататъшно увеличаване на скоростта на потока такива скокове на уплътнение се появяват и на долната повърхност, където местните скорости по-късно достигат местните звукови скорости. Явлението, свързано с появата на скокове на уплътнение по повърхността на профила се нарича **вълнови кризис** и има важно значение за аеродинамичните сили, доколкото се променя картината на разпределение на налягането по профила. Скоковете на уплътнение по повърхността с увеличаване на скоростта на полета се местят назад. При число  $M = 1$  скок на уплътнение се образува пред профила (крилото) и се нарича челен скок.

На фигура 2.4 е показана фотография [1 – стр. 130] на профил в околзвукотен поток с местни скокове на уплътнение под и над профила. Пред профила течението е дозвукотено и смущенията внасяни от профила в потока се разпространяват напред (срещу потока) със звукова скорост. Добре са илюстрирани звуковите вълни пред критичната точка на носа на профила. На горната, а по-късно и на долната страна, възникват условия за образуване на скокове на уплътнение. След профила потокът отново е дозвукотен.

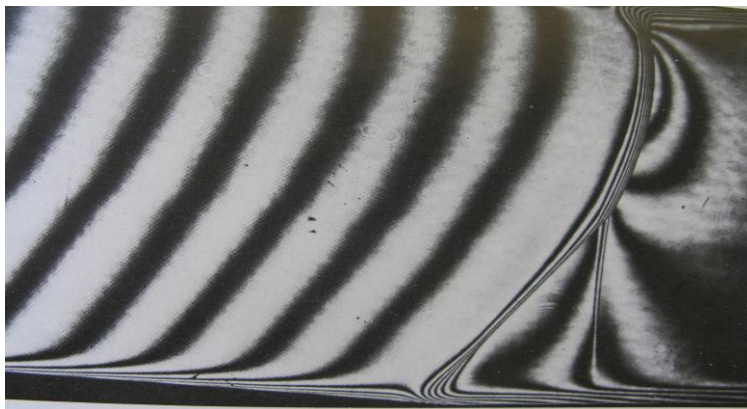


**Фиг. 2.4.** Симетричен профил при  $M = 0.8$ . Обтичане на профил с хорда  $127\text{ mm}$  и с относителна дебелина  $16.3\%$ .

При полет със **свръхзвукова скорост** целият самолет с различните си части генерира система от скокове на уплътнение с различна форма и интензивност: някои от скоковете са прави,

други наклонени. Общото е, че в скоковете на уплътнение се губи енергия, увеличава се съпротивлението на самолета – появява се т. нар. вълново съпротивление, което по физическа природа е съпротивление от налягане. При възникване на скоковете на уплътнение става такова разпределение на налягането, че цялата аеродинамична сила се отклонява силно назад по потока. Самолетът носи със себе си системата от скокове на уплътнение по пътя си. Те образуват своеобразен конус около самолета, който има пресечна линия със земната повърхност, наподобяваща парабола. По тази парабола налягането се изменя скокообразно и слуховия апарат на човешкото ухо го усеща като гръм с по-голяма или по-малка интензивност, в зависимост от височината на полета. Това е т. нар. **свръхзвуков гръм**, който може да разруши прозорци на сгради и дори леки постройки. Популярното наименование на явленията, свързани с преминаването от дозвукови на свръхзвукови скорости е „**преодоляване на звуковата бариера**“ (илюстрирано с фотография от интернет на фиг.2.5). Затова полетите над населени места със свръхзвукова скорост не се допускат и са забранени с международни спогодби и закони. Регламентират се височините за преминаване на звуковата бариера.

Граничният слой взаимодейства със скоковете на уплътнение. Повишеното налягане след скока на уплътнение се предава и на слоя въздух, прилежащ до профила. Това предизвиква обратно течение в граничния слой и то отлепва основния поток от повърхността. Това явление се нарича вълнови срыв на потока. Струйките пред местния прав скок на уплътнение се изкривяват и това генерира допълнителен кос скок на уплътнение, който заедно с основния образуват система, наречена „ $\lambda$  – скок“ (фиг.2.5). Скоковете на уплътнение не допират до повърхността на профила заради дозвуковия граничен слой. Ламбда-скокът е по-характерен за ламинарен граничен слой. Той е неустойчив режим. Непрекъснато се откъсва и възобновява, поради което на крилото и на други части възниква т. нар. **вълново тресене** на повърхностите. Турбулентният граничен слой има по-малка дебелина, по-устойчив е срещу откъсване на потока на околосвукови режими. Поради това,  $\lambda$  – скок обикновено не възниква при турбулентен граничен слой.



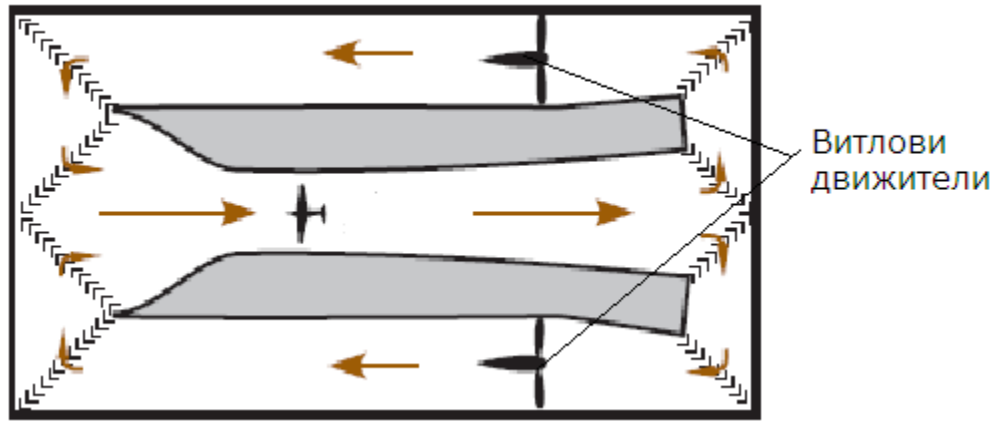
**Фиг. 2.5.** Фотография на „ $\lambda$  – скок“ на уплътнение от взаимодействие с граничния слой на  $M=1.1$  [1 – стр. 155] и изображение на преминаване от самолет Конкорд на звуковата бариера (интернет).

## **2.6. Аеродинамични експерименти.**

При движение на самолета (крилото) във въздуха възникващата повърхностна аеродинамична сила обикновено е наклонена назад по потока под ъгъл спрямо вектора на скоростта и се разлага на две съставляващи – по потока и перпендикулярно на вектора на скоростта. В аеродинамиката те се наричат, съответно **челно съпротивление** и **подемна сила**. При симетричен профил, за нулев ъгъл на атака, резултантната аеродинамична сила съвпада с направлението на скоростта и се образува само сила на



съпротивление. Тези сили могат да се измерят в аеродинамични експерименти и да се използват в теорията и практиката. Това става предимно в аеродинамични тръби.



**Фиг.2.6.** Схема на аеродинамична тръба

За да бъдат коректни получените в експеримент данни, следва да се спазват законите на аеродинамичното подобие при продухването на модели. За аеродинамично подобие се изисква освен геометрично подобие на изследваните модели и реалните части на летателните апарати, но и подобие на силите. Силите, действащи на сходни елементи от летателния апарат (в натура) и неговия модел, зависят от плътността и вискозитета на средата. За подобие е необходимо в подобни точки на повърхностите на модела и натурата отношенията на трите сили: от налягането, от триенето и от инерцията да бъдат еднакви. В аеродинамиката подобни са явленията, когато е спазено освен геометричното подобие, но и т. нар. **число на Рейнолдс** (английски учен Осбърн Рейнолдс, изследвал теченията в тръби и около пластини, открил законите на подобие). Числото на Рейнолдс е дроб. Числителят на тази дроб е произведение от скорост и линеен размер и характеризира силите на инерцията. В знаменателя на тази дроб е кинематичният вискозитет на флуида и той характеризира силите на триене. Ако числото на Рейнолдс е малко, това показва, че в потока преобладават силите на вискозитета и обратно – при големи числа на Рейнолдс главна роля играят силите на инерцията.

Числото на Рейнолдс е безразмерно и за обтичане на крилото има следния вид:  $R_e = \frac{V \cdot b}{\nu}$ ,

$V$  е скорост на движение на крилото относно въздуха (или обратно) в  $m/s$ ;

$\nu = \frac{\mu}{\rho}$  е коефициент на кинематичен вискозитет на въздуха, зависещ от температурата, влажността и атмосферното налягане,  $m^2/s$ .

Динамичният вискозитет  $\mu$  се измерва в паскал.секунда ( $Pa \cdot s$ ). Той представлява отношение на тангенциалното напрежение към градиента на скоростта. Напрежението между слоевете на флуида се измерва в паскали, а градиентът на скоростта е отношение на скорост към линеен размер ( $\frac{m}{s \cdot m} = \frac{1}{s}$ ) по посока, перпендикулярна на течението. Кинематичният вискозитет е отношение на динамичния вискозитет към плътността и има дименсия квадратен метър в секунда ( $1 m^2/s = 1 Stokes$ );

$$Pa = N/m^2 = kg \cdot m \cdot s^{-2}/m^2; \quad \mu = kg \cdot m \cdot s^{-2} \cdot s/m^2 = kg/ms$$

$$\rho = kg/m^3; \quad \nu = kg \cdot m^{-1} \cdot s^{-1}/kg \cdot m^{-3} = m^2/s$$

$b$  е характерен линеен размер на обтичаното тяло (в случая на крило за такъв размер се приема хордата на крилото (профила),  $m$ ).

Всяко състояние на потока може да се характеризира с числото на Рейнолдс.

При големи скорости трябва да се отчита и свиваемостта на въздуха и затова подобие се постига при равенство на числото  $M$  в експеримента и в полет.

Изходни данни за оценка на летателните свойства на самолета се получават в устройства (тръби), в които изкуствено се създава въздушен поток и се поставя модел за изследване в работната част на тръбата. Обикновено аеродинамичните тръби са от затворен тип. В обикновените тръби не винаги е възможно да се получат желателните числа на Рейнолдс, тъй като за достигането на големи скорости се изискват мощни двигатели за въртене на вентилатора. Друг път за увеличаването на числото на Рейнолдс е намаляването на кинематичния вискозитет на въздуха, което може да бъде постигнат с увеличаване на плътността на въздуха. Това става в тръби, в които може да се променя налягането на потока.

За измерване на аеродинамичните сили и моменти в тръбите се поставят специални везни, които в най-простия си вид са двукомпонентни – за измерване на челното съпротивление и подемната сила. За изследване на свръхзвуково обтичане се използват свръхзвукови тръби със съответната автоматизация на измерванията и обработката с компютърна техника на резултатите от измерванията.

Аеродинамичните тръби се използват и за онагледяване на потоците около телата поставени в работната част. За това се прилагат различни оптични методи и заснемане с фотографска камера на явленията. Най-простите спектри се получават чрез димови струйки.

### 2.7. Пример от практиката на аеродинамичните изпитания.

Примерът и данните са взети от [3 – стр. 21], [5 – стр. 75], [7 – стр. 122].

**Пример:** Летателен апарат е предвиден да се движи в нормална атмосферна среда със скорост  $80...160 \text{ m/s}$  ( $288...576 \text{ km/h}$ ). За изпитания в аеродинамична тръба с променлива плътност се използва модел на апарата в мащаб 1:10. Продухването се извършва при налягане в работната част  $p = 2 \cdot 10^6 \text{ Pa}$  и температура  $K = 298 \text{ }^\circ\text{K}$ .

При нормални (стандартни) условия ( $760 \text{ mmHg}$ ;  $t = 15 \text{ }^\circ\text{C}$ ) коефициентът на кинематичен вискозитет е  $\nu_n = 14,41 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$ ,  $T_0 = 288 \text{ }^\circ\text{K}$  и  $\mu_0 = 1,789 \cdot 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$

**Да се определи:** при какви скорости следва да се изпитва моделът, за да се осигури аеродинамично подобие по число на Рейнолдс?

#### Решение:

Определя се динамичният вискозитет на въздуха при  $T=298 \text{ }^\circ\text{K}$  по формулата  $\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{0.76}$ , където  $T_0 = 288 \text{ }^\circ\text{K}$  и  $\mu_0 = 1,789 \cdot 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$ . При заместване на данните се получава  $\mu = 1,836 \cdot 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$ .

По уравнението за състоянието на газа  $\frac{p}{\rho} = RT$  (уравнение на Клапейрон), приемайки, че газовата константа за въздуха е  $R = 287 \text{ J/kgK}$  се определя плътността на въздуха:

$$\rho = \frac{p}{RT} = \frac{2 \cdot 10^6}{287 \cdot 298} = 23,38 \text{ kg/m}^3,$$

а след това и кинематичният вискозитет на моделния поток:

$$\nu_M = \frac{\mu}{\rho} = \frac{1,836 \cdot 10^{-5}}{23,38} = 0,07853 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$$

От условието за равенство на числото на Рейнолдс в реални условия (обозначено с индекс "Н") и модел (индекс "М")  $Re_H = Re_M$  се получава:

$$V_M = \frac{l_H}{l_M} V_H \frac{v_M}{v_H} = \frac{10}{1} V_H \cdot \frac{0,07853 \cdot 10^{-5}}{14,41 \cdot 10^{-6}} = 0,5375 V_H$$

За диапазона от скорости  $80..160 \text{ m/s}$  скоростта на потока в работната част на тръбата е  $V_M = 43..86 \text{ m/s}$ .

## 2.8. Основни идеи на вихровата аеродинамика

Върху създаването на модели за обяснение на подъемна сила и методите за нейното изчисление, независимо един от друг през края на XIX и началото на XX век се работили руският учен Жуковски и немският математик Кутта. Жуковски публикува своята теорема за подъемната сила през 1906 г. В трудовете на двамата учени основен модел за обяснението на появата на подъемна сила е наслагването на постъпателен и циркуляционен поток.

В природата съществуват естествени вихрови движения на въздуха и други, внесени от телата, които се движат във въздушна среда. Подобен циркуляционен поток, който се наслажда с постъпателния е изучаван от Магнус при изследване на причините за отклонение на артилерийски снаряди и е известен като ефект на Магнус. С ефекта на Магнус се обяснява особената траектория на т. нар. „фалцови удари“ върху футболна топка, тенисни топки и др. Телата, които се въртят в поток, благодарение на триенето пораждат циркуляционен поток.

Крилата на самолета са особени тела, които при обтичане с въздух наслагват върху постъпателния поток циркуляционен без да се въртят.

При движение на крилото потокът от долната повърхност обгръща задния ръб отдолу нагоре, образува се вихър, който се откъсва и отнася с потока зад крилото. След откъсването вихърът оставя около крилото циркуляционен поток равен по абсолютна величина на собствената си циркуляция, но с обратен знак. Така се удовлетворява теоремата за съхранение на кинетичния момент при условие, че към флуида не е приложен външен момент (кинетичният момент  $L$  е известен още като "момент на импулса" или "момент на количеството на движение"  $kg.m^2/s$ ; законът за запазване на момента на импулса е един от основните закони във физиката).

Описаното по-горе явление се повтаря непрекъснато и така циркуляционният поток се поддържа докато има постъпателно движение (от т. нар. „разгонен вихър“, до спирачния вихър – с обратна циркулация). Вихри подобни на разгонния и спирачния възникват при всяка промяна на режима на полета. От взаимодействието на постъпателния поток и циркулацията се обяснява възникването на подъемната сила. Дори без изчисления, леко може да се извърши въображаемо наслагване на циркуляционен и постъпателен поток и да се оцени, че от долната страна на профила двата потока са противоположни и скоростта намалява, а от горната страна са едноръчни, от което скоростта нараства. Съгласно уравнението на Бернули това означава, че над крилото налягането намалява, а под него се увеличава – възниква сила насочена нагоре, това е подъемната сила, за която Кутта и Жуковски са предложили следната формула:

$$Y = \rho V \Gamma l$$

където циркулацията  $\Gamma$  е мяра за интензивността на вихъра,  $m^2/s$ .

На практика аеродинамичната сила се определя чрез изпитания в аеродинамични тръби и нейната проекция перпендикулярно на скоростта на потока е подъемната сила, за която съществува експериментално установена формула с коефициент на подъемната сила  $c_y$ .

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S$$

където  $V$  е скоростта на полета,  $m/s$ , а  $S$  е площта на крилото,  $m^2$ .

Сравнението на двете формули дава израз за циркулацията, изразена чрез експерименталния коефициент на подъемната сила  $c_y$ .

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S = \rho V \Gamma l$$

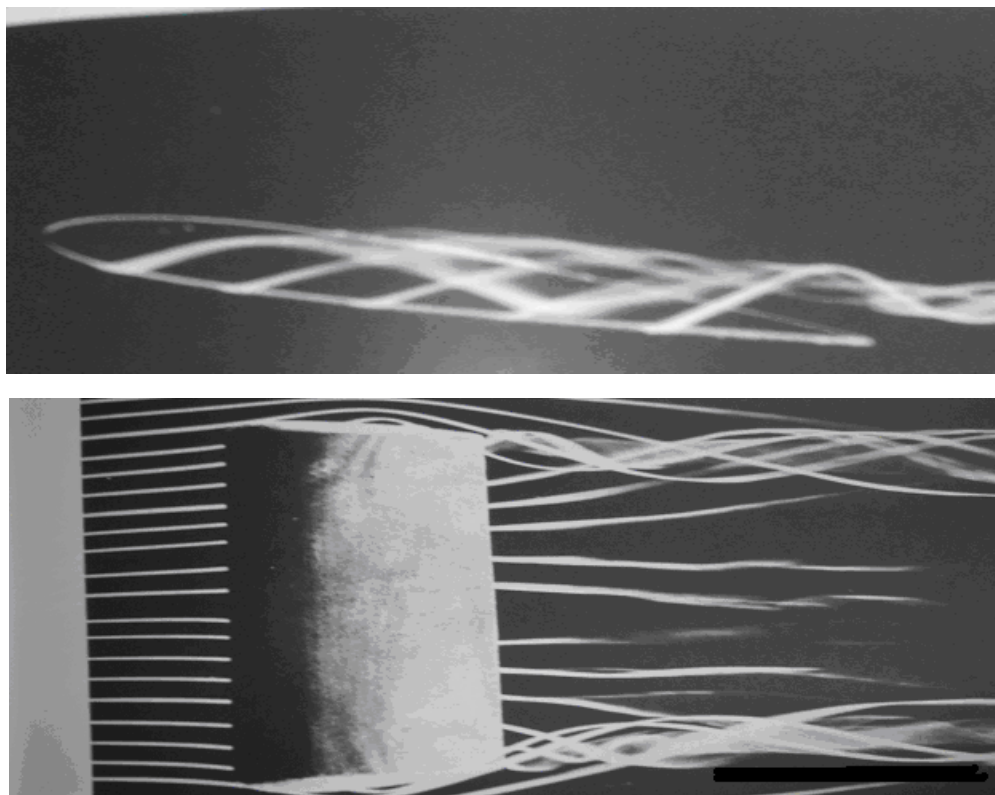
$$\Gamma = \frac{VS}{2l} c_y$$

Това е основната идея на вихровата аеродинамика – въздействието на крилото на обкръжаващия го поток е аналогично на въздействието на вихър или система от вихри с циркулация  $\Gamma$ . Тези вихри Жуковски нарича „присъединени вихри“ за разлика от

свободните в потока. За крило с ограничена разпереност, заменяйки крилото с присъединен вихър, следва да се допусне, че от краищата на крилото назад по потока се отнасят вихри, които се разглеждат като продължение на присъединения вихър. Такава система се нарича „П-образен“ вихър. При моделиране на крилото то може да се представи като система от вихри (т. нар. „вихрова пелена“).

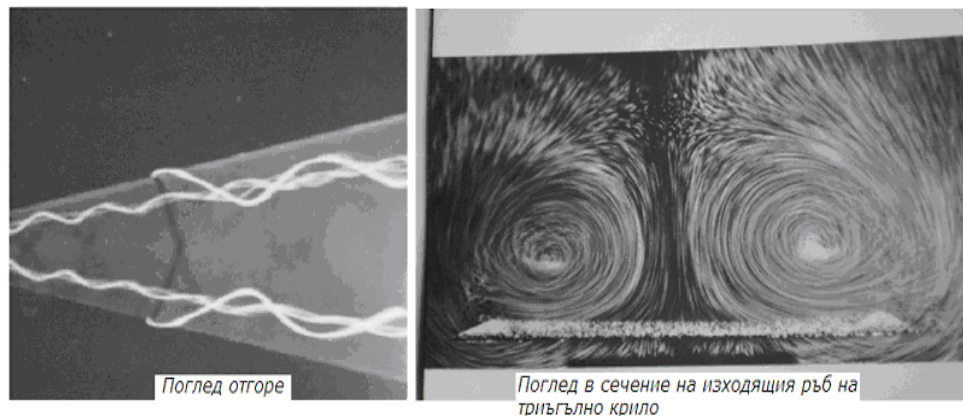
Вихрите, сходящи от краищата на крилата, се отнасят назад по потока и в следствие се разпадат. Те могат да се наблюдават при специални експерименти в аеродинамична тръба. Освен това, при определени условия в атмосферата поради пониженото налягане в средата на вихрите, сходящи от краищата на крилото, наличната влага кондензира и след самолета се наблюдават в ясно време следи (кондензии).

На фигура 2.7 е показана фотография на сходящи вихри от краищата на правоъгълно крило [1 – стр. 53].



**Фиг. 2.7.** Фотография на присъединени вихри, сходящи от краищата на крилото

Вихрите на крило с триъгълна форма се разполагат над плоскостта на крилото, създават значително разреждане над крилото и са онагледени на фиг. 2.8 [1 – стр. 56, фиг. 90]. Този ефект се използва при съвременните маневрени самолети със сложна форма на крилото в план. Крилата на някои съвременни бойни самолети (например F-18) притежават удължение на корневата хорда напред извън образуващата на основния трапец (*“Корневой передний наплыв крыла”, “Leading edge root extension”*). Постига се увеличаване на критичния ъгъл на атака и като цяло подобряване на маневреността на самолета.



**Фиг. 2.8.** Вихри, сходящи от триъгълно крило с голяма стреловидност на атакуващия ръб ( $\chi = 75^\circ$ ). Крилото е под ъгъл на атака от  $\alpha = 20^\circ$

В повечето случаи главната особеност на крилата със т. нар. „сложна форма в план“ е наличието на изнесена напред средна част от крилото с голяма стреловидност ( $\chi^0 = 75^\circ$ ) и малко удължение ( $\lambda = 1,5 \dots 2$ ) в сравнение с останалата част, която има умерено удължение ( $\lambda = 3,5 \dots 4$ ) и стреловидност  $\chi^0 = 30 \dots 40^\circ$  по атакуващия ръб. Такова крило хармонично съчетава особеностите на дозвуковите и свръхзвукови обтичания. На големи ъгли на атака над крилото се разполагат два мощни вихрови шнура, които внасят в потока над крилото значително разреждане и увеличение на подемната сила. Голямата енергия на въздушните маси във вихровите шнурове има благоприятен ефект срещу откъсване на потока на големи ъгли на атака. Такъв тип крила се използват на всички съвременни високоманеврени самолети. Те имат голямо предимство пред крилата с изменяема стреловидност защото са по-здрави (отсъства главният шарнир за завъртане на конзолите, който е критичен възел на самолетите с изменяема стреловидност).

Сходящите след крилото вихри образуват силно смутена област зад самолета и в зависимост от размерите му се разпадат естествено след различно време. В близост до самолета енергията на въртеливото движение на въздушните маси може да е причина за попадане на други летателни апарати в аварийна ситуация.



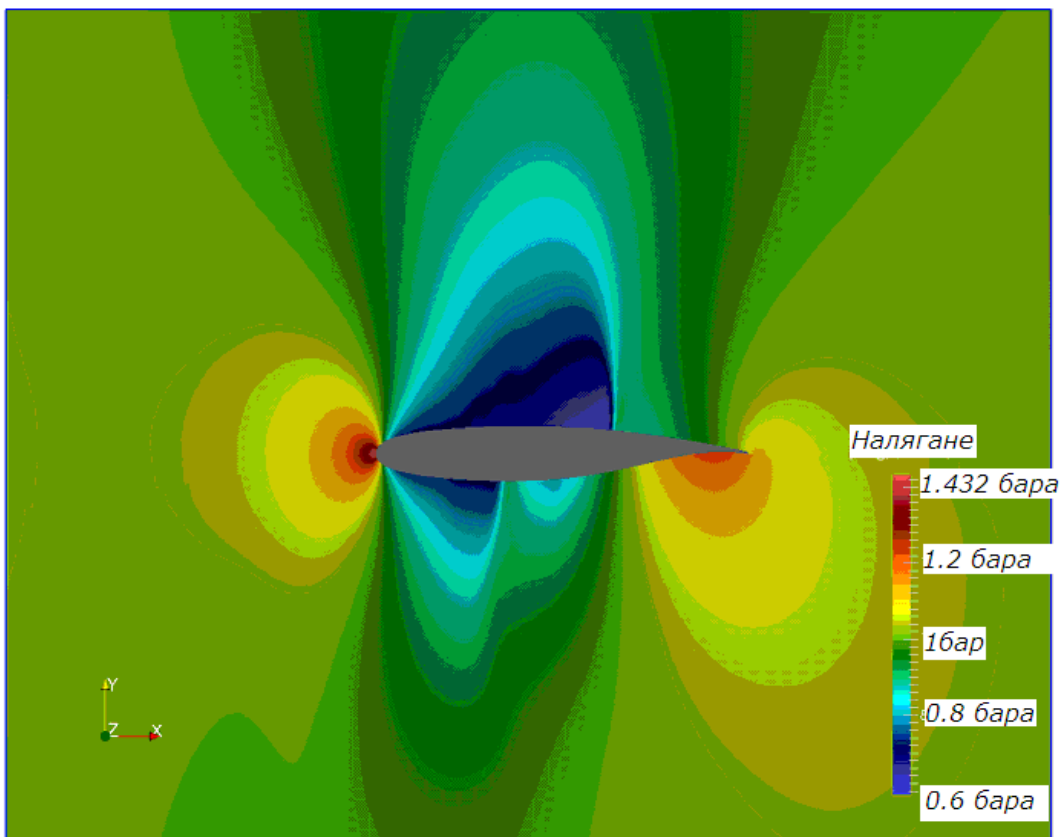
**Фиг. 2.9.** Фотография на смутена зона (попътна следа от крайни вихри) след самолет.

На фиг. 2.9 е показана вихрова следа зад самолет, летящ над облаци, [8]. Смутената зона основно е образувана от крайните вихри, сходящи от крилото, които се отпускат под самолета и в случая са попаднали в горната част на облаците, над които се осъществява конкретният полет. Завихрянето на увлечените въздушни маси с повишена влажност и кондензирала водна пара в облака естествено е визуализирала крайните вихри.

Изследванията на Жуковски и Кутта не само обясняват механизма на възникване на подъемната сила, но и са в основата на нов метод за изследване в аеродинамиката – чрез моделиране на крилото със система от вихри. Днес теоремата на Жуковски – Кутта за подъемната сила с усилията на техни последователи от различни аеродинамични школи е доказана за свиваем въздух, за неустановени движения, за самолета в цяло, за моделиране на взаимодействия на крило с органи за управление и за проверка на идеи, свързани с местни аеродинамични ефекти. За идеите на теоретичната (вихровата) аеродинамика са използвани материали от [4], [6 – стр. 159].



Като пример и илюстрация на възможностите на теоретичната аеродинамика и съвременните компютърни технологии на фиг. 2.10 е представено разпределение на статичното налягане в полето на течението около свръхкритичен крилен профил *NASA SC-31(U)*. Резултатът е заимстван от [9]. Моделирано е обтичане на профила при число на несмутеното течение  $M = 0.75$  и ъгъл на атака  $\alpha = 0^\circ$ . Резултатите показват възникването на вълновия кризис от двете страни на профила. Статичното налягане по гърба на профила постепенно намалява, скоростта се увеличава и възниква ограничена свръхзвукова зона. След зоната - в задната част на профила- налягането скокообразно нараства. Местни свръхзвукови зони възникват и на долната повърхност и там също възникват скокове на уплътнение. Предназначението на свръхкритичния профил е да отслаби интензитета на вълновия кризис, като изтегли фронта на вълната назад.



**Фиг.2.10.** Разпределение на статичното налягане в полето на течението около свръхкритичен профил ( $1\text{бар} \approx 1\text{техн.атм} = 10^5\text{Pa}$ )

## Приложение

Да се построи профила на крило NASA 2315 по таблица за хорда  $b=100\text{mm}$  ( на малък безпилотен самолет).

$x$ в % $b$	$y_r$ в % $b$	$y_d$ в % $b$
0	0	0
0.5	1.9	-0.85
1.3	2.9	-2.15
2.5	3.85	-2.74
5	5.26	-3.66
10	7.08	-4.66
15	8.25	-5.13
20	8.97	-5.38
30	9.50	-5.50
40	9.22	-5.29
50	8.47	-4.77
70	5.95	-3.22
90	2.39	-1.26
100	0	0

### Обозначението на профила съдържа следната информация:

NASA – Американски аеродинамичен институт, създаден през 1915г като "Национален консултативен комитет по авиация", а в последствие , с развитието на космонавтиката, става "Национално управление по аеронавтика и изследване на космическото пространство" (NASA) с група институти за различни раздели на авиационната и космическа техника.

2 – относителна кривина (огънатост) на профила  $\bar{f} = 2\%$ ;

3 – разположение на максималната огънатост на профила 30% от носа;

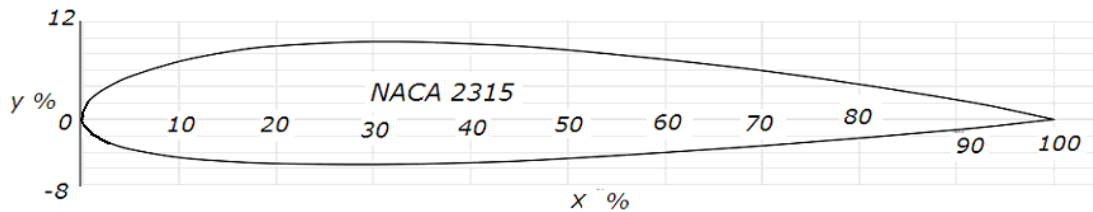
15 – 15% дебелина на профила.

**Координатите на профила**, например за място намиращо се на 30% от хордата  $b_a=100\text{ mm}$  се изчисляват по формулата:

$$y_z = \frac{9.5}{100} b_a = \frac{9.5}{100} 100 = 9.5\text{ mm} ;$$

$$y_d = \frac{-5.5}{100} b_a = \frac{-5.5}{100} 100 = -5.5\text{ mm} .$$

Изчисленията се повтарят и за другите точки от хордата. Получените точки се съединяват в контур.



Фиг. 2.11. Профил на крило.

### Литература по темата

1. „**Альбом течений жидкости и газа**“, изд. Мир, Москва 1986 г - руски превод на "An album of fluid motion"- assembled by Milton Van Dyke, Stanford University California.
2. **Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов**, под ред. Н. М. Лысенко, ВИ, Москва 1984 г.
3. Ведров В. С., М.А.Тайц **Летные испытания самолетов**, ВИ, Москва 1951 г., стр. 21.
4. Зонщайн С.И., **Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов**, изд."Высшая школа", Москва 1966 г.
5. Краснов Н.Ф., **Аэродинамика в вопросах и задачах**, стр. 75.
6. Прандтл Л. **Гидромеханика**, изд. "Иностранной литературы", Москва 1951 г., стр. 159.
7. Теплов А.В., Л.Н.Виханский, В.Е.Чарей, **Основы гидравлики**, изд. Машиностроение, Ленинград, 1969 г., стр. 122.
8. Anderson D. F., Eberhardt S., **Understanding Flight**, McGraw-Hill Companies, New York 2001.
9. Metodiev K., **External Flow Analysis of Aerofoil NASA SC-31(U)**, Scientific conference with international participation Bultrans 2013, 16-18 October, 2013.
10. Материали от интернет.