

Определяне на някои аеродинамични характеристики на въздушно-космически летателен апарат в режимите на кацане чрез моделиране на обтичане с откъсване на потока

Красимир Стоянов

Институт за космически изследвания, БАН

Съвременното ускорено развитие на аерокосмическите техника и технологии е обусловено от последните постижения на фундаменталните науки. Новите научни резултати в теоретичната и експерименталната аеродинамика, развитието на ефективни методи за получаване и обработката на големи масиви експериментални данни дават възможност да се определят рационални аеродинамични форми и да се създават летателни апарати с необходимите аеродинамични свойства.

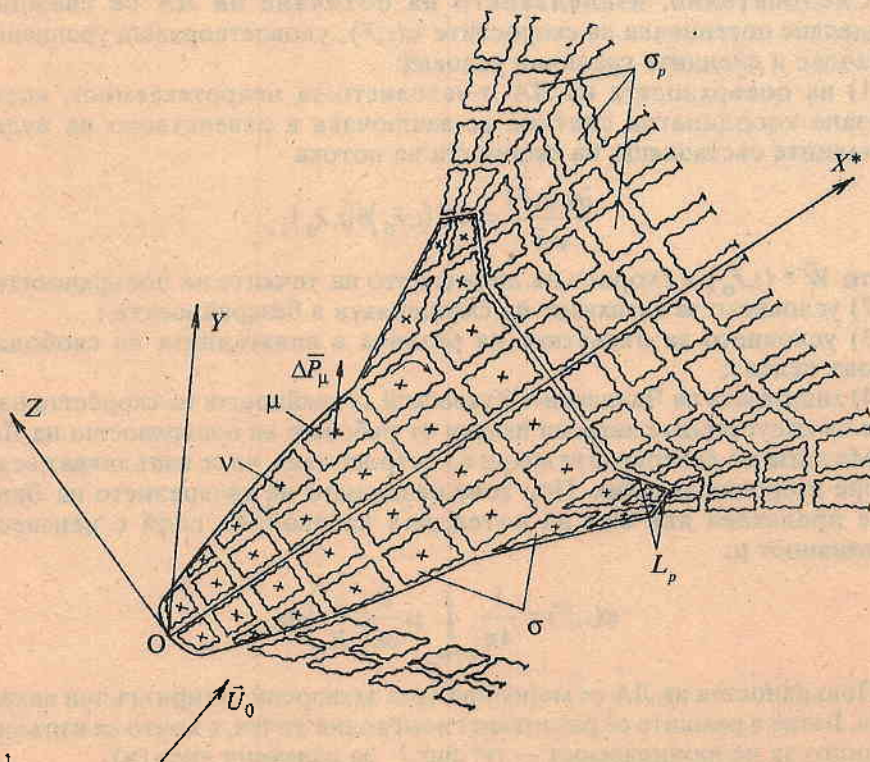
В процеса на създаване на съвременни летателни апарати и особено на такива, каквито са въздушно-космическите се налага да се удовлетворяват много, като правило, противоречиви изисквания. Паралелно с това трябва да се решават и изискванията, заключаващи се в осигуряването на надеждна топлиназащита и устойчивост [1]. Широкият експлоатационен диапазон от скорости и височини на полета и необходимостта от добри аеродинамични характеристики в значителна степен предопределят външния облик на летателния апарат (ЛА). Аеродинамичната форма на ЛА удовлетворява изискването за получаването на разнообразни аеродинамични характеристики. Много от тези характеристики е невъзможно или трудно да се получат по експериментален път. Провеждането на летателни изпитания и извършването на множество експерименти в аеродинамични тръби е съпроводено със значителни загуби на време и материални разходи. Ето защо стават актуални проблемите, свързани с разработването на достоверни и ефективни математически модели на аеродинамиката. Появи се възможност достатъчно бързо и с минимални загуби да се изследват

аеродинамичните характеристики и сложните процеси на обтичане на ЛА, в това число и на такива важни режими, каквито са излитането и кацането.

Предмет на настоящата статия е да представи особеностите на моделирането и получените резултати от него на въздушно-космически летателен апарат.

Полетът на ЛА в режимите на излитане и особено на кацане се извършва на значителни ъгли на атака и е съпроводен с проявяването на нелинейни аеродинамични ефекти. В основата на моделирането на обтичане с откъсване на потока са положени предположението за идеална несвиваема течност и метода на дискретните вихри [2] в неговата модификация — метода на вихровите рамки [3]. Определянето на аеродинамичните характеристики се провежда в стационарна и в нестационарна нелинейна постановка в диапазон от ъгли на атака α от 0 до 40° . Моделирането на въздушно-космическия ЛА е осъществено с помощта на плоско-пространствени вихрови схеми. Приведено е сравнение между резултатите от определянето на аеродинамичните характеристики и експерименталните данни, получени в аеродинамична тръба на малки дозвукови скорости на потока ($0 \leq M \leq 1$) и отразени в [4].

Допуска се, че ЛА се движи в несвиваема среда без триене с постоянна плътност ρ . Нека повърхността на ЛА в неподвижна координатна система се описва с уравнението $\sigma_p(r, t) = 0$. Зад ЛА има вихрова следа от повърхностите на тангенциалния разрыв на скоростта σ_p , $p=1, 2, \dots, k$ (фиг. 1). Местата на напускане на вихровите пелени L_p , $p=1, 2, \dots, k$ от повърхността на ЛА и (или) ръбовете са фиксирани и предварително известни.



Фиг. 1

Допуска се, че полето на смутените скорости $\vec{v}(t, \vec{r})$ е потенциално навсякъде извън повърхността σ и вихровата следа σ_p , сходяща от ЛА:

$$(1) \quad \vec{v}(t, \vec{r}) = \vec{\nabla}\varphi(t, \vec{r}).$$

Потенциалът на смутените скорости $\varphi(t, \vec{r})$ се явява хармонична функция, т.е. удовлетворява уравнението на Лаплас [5, 6]

$$(2) \quad \Delta\varphi(t, \vec{r}) = 0.$$

Тогава полето на налягането в произволна точка на пространството ще се определя от интеграла на Коши—Лагранж

$$(3) \quad p(t, \vec{r}) = f(t) - \rho \left[\frac{\partial\varphi(t, \vec{r})}{\partial t} + \frac{v^2(t, \vec{r})}{2} \right],$$

където $f(t)$ е функция, определяща се от началните условия на безкрайната отдалеченост.

Знаейки величината на налягането във всяка точка на повърхността σ , може да се намери силата, действаща от страната на течността върху тялото:

$$(4) \quad \vec{R} = - \int p(t, \vec{r}) \vec{n}(t, \vec{r}_\sigma) d\sigma,$$

където $\vec{n}(t, \vec{r}_\sigma)$ е орта на външната нормала към повърхността σ .

Следователно, изследването на обтичане на ЛА се свежда до определяне потенциала на скоростите $\varphi(t, \vec{r})$, удовлетворяващ уравнението на Лаплас и следните гранични условия:

1) на повърхността на ЛА σ -условието за непротекаемост, което в свързана координатна система се заключава в равенството на нула на нормалните съставлящи на скоростта на потока

$$(5) \quad \frac{\partial\varphi(t, \vec{r})}{\partial \vec{n}} = \vec{W}^*(t, \vec{r}_\sigma) \vec{n}(t, \vec{r}_\sigma),$$

където $\vec{W}^*(t, \vec{r}_\sigma)$ е скорост на движението на точките на повърхността σ ;

2) условието за затихване на смущенията в безкрайността;

3) условието за отсъствие на разлика в наляганията на свободната вихрова пелена;

4) хипотезата на Чаплигин—Жуковский за крайността на скоростта на линиите на напускащите вихрови пелени от ръбовете на повърхността на ЛА σ .

Методът на дискретните вихри е построен така, че се изпълняват всички по-горе изброени условия. При това решението на уравнението на Лаплас (2) се представя във вид на потенциал на двойния слой с неизвестна интензивност μ :

$$(6) \quad \varphi(t, \vec{r}) = \frac{1}{4\pi} \int_{\sigma+\sigma_p} \mu \frac{\partial}{\partial \vec{n}} \left(\frac{1}{R} \right) d\sigma.$$

Повърхността на ЛА се моделира чрез затворени четириъгълни вихрови рамки. Вътре в рамките се разполагат контролни точки, в които се изпълнява условието за непроницаемост — на фиг.1 са означени чрез (x).

Нека N_σ и N_p бъдат общо число на вихровите рамки на σ и σ_p , съответно. Векторът на скоростта $\vec{V}(t, \vec{r})$ се определя чрез сумирането на скоростите от всички тези рамки [3].

Граничното условие за непроницаемост (5) се записва за контролните точки μ с радиус-вектори $\vec{r}_{\sigma v}$ ($v = 1, 2, \dots, N_\sigma$) както следва:

$$(7) \quad \sum_{\mu=1}^{N_\sigma} a_{v\mu}(t, \vec{r}_{\sigma v}) \Gamma_\mu + \sum_{p=1}^k \sum_{i=1}^{N_p} a_{p_i}(t, \vec{r}_{\sigma v}) \delta_{p_i} = -4\pi \vec{V}_{\sigma v}(t, \vec{r}_{\sigma v}),$$

където μ е номер на присъединената вихрова рамка; $a_{v\mu}$ и a_{p_i} — коефициенти, изчисляващи се като нормални съставляващи в контролните точки; $V_{\sigma v}$ — нормални съставляващи на безразмерната скорост на несмутения поток в контролните точки.

По такъв начин, при изпълнение на всички гранични условия, решението на задачата на обтичане на ЛА се свежда до намиране на циркулациите на вихровите рамки, моделиращи повърхността σ .

Тези неизвестни циркулации на всяка стъпка от изчислението се определят от решението на системата уравнения (7). Необходимо е да се отбележи, че в дадения случай отпада необходимостта да се включва в системата уравнения условието за постоянство на циркулацията по затворен контур, обхващащ обтекаемия обект и вихровата следа. Това условие се удовлетворява автоматично по силата на способа на схематизация с помощта на затворените вихрови рамки.

Определянето на аеродинамичните характеристики и картината на обтичане на ЛА са реализирани в нелинейна стационарна и в нестационарна постановка при фиксирани значения на ъгъла на атака α , без плъзгане на малки дозвукови скорости.

Следва да се отбележи, че интересът към изследване на ЛА в режимите на кацане е свързан с редица причини. Характерни особености се явяват зависимостите на коефициентите на подемната сила и на момента на тангажа от ъгъла на атака — $C_{y_\alpha}(\alpha)$ и $m_2(\alpha)$ съответно, и тяхното отражение върху летателните свойства на ЛА (аномалии в устойчивостта и управлението), които носят нелинеен характер. Освен това се изследва възможността, използвайки моделирането на ЛА с помощта на плоско-пространствени схематизации, да се получат аеродинамични характеристики, съответстващи на данните от тръбния експеримент.

В процеса на математическото моделиране, един от принципните, се явява въпросът за схематизацията на ЛА, осигуряващ приемлива точност при минимални загуби на машинно време.

В тези случаи, когато нелинейността на аеродинамичните характеристики основно е обусловена от наличието на интензивни вихрови шнурове, образуващи се на различни участъци от краищата на носещите повърхности, се използва следният способ на схематизация. Обемният ЛА се заменя с тънки носещи повърхности, на които се разполагат хидродинамически особености. Такава схематизация позволява детайлно да се моделира вихровата следа, включително и вихровата пелена, образуваща се при откъсване на потока от страничните краища (ръбове) на тялото на ЛА.

Задачата се решава с използването на огледално изображение [2], при това ЛА се моделира с помощта на 68 хидродинамични особености (четириъгълни вихрови рамки). Местата на откъсване на потока от ръбовете на крилото и тялото са постулирани.

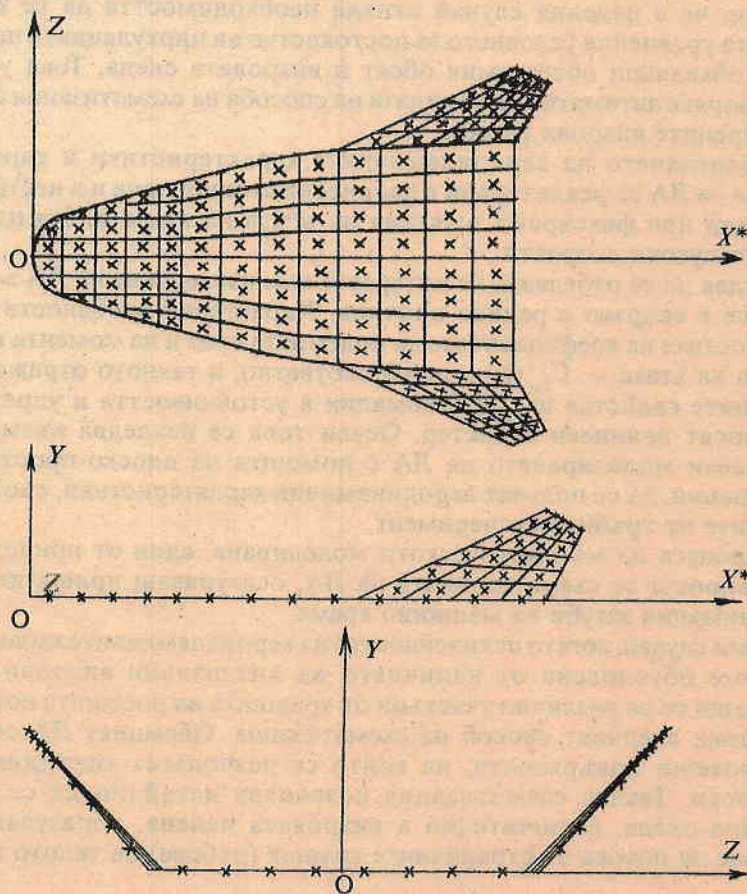
Изследвани са три режима на обтичане на ЛА:

а) с частично откъсване на потока (откъсване на потока от страничния и задния изходящ ръб на крилото и задния край на тялото);

б) с частично откъсване на потока (случай а) с добавяне на откъсване на потока от страничния край на тялото;

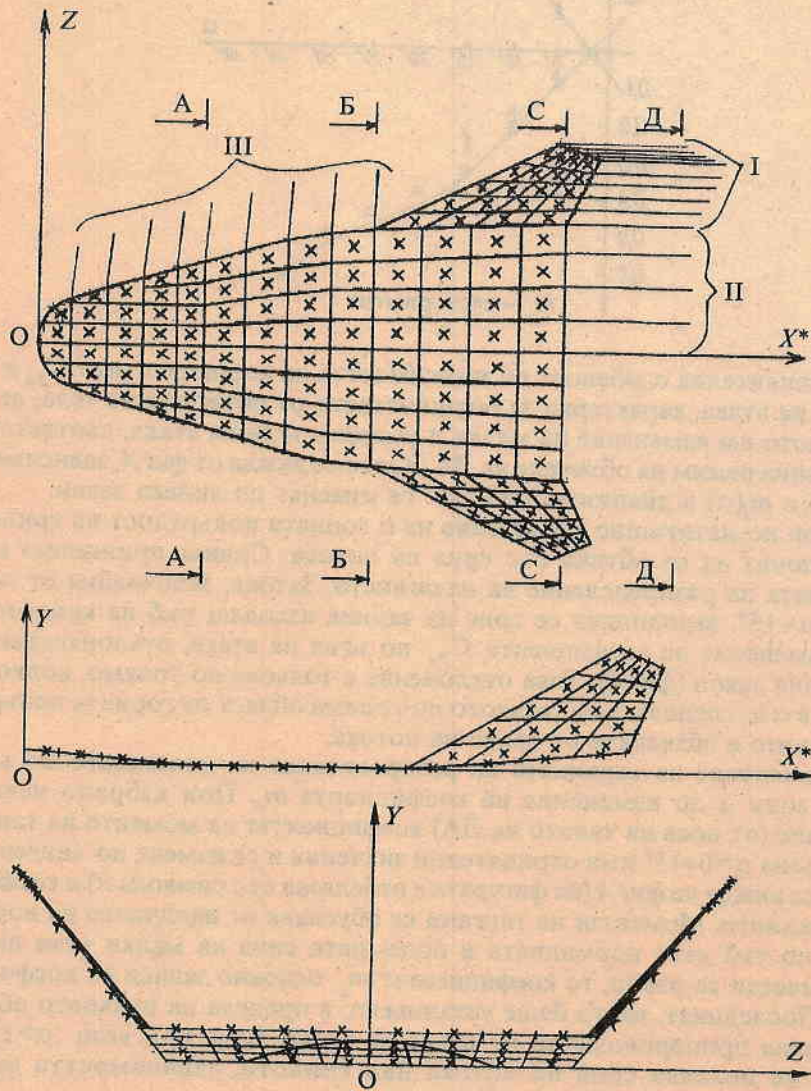
в) с пълно откъсване на потока (откъсване на потока от всички ръбове и краища на крилото и тялото).

За определяне на аеродинамичните характеристики на ЛА на малки и умерени ъгли на атака задачата се решава в нелинейна стационарна постановка чрез моделиране на обтичане с частично откъсване на потока (случай а). Използваната вихрова схема е показана на фиг.2. Трябва да се отбележи, че в процеса на изследванията не се отчита влиянието на дебелината на тялото на ЛА върху аеродинамичните характеристики (тялото се заменя с тънки пластини).

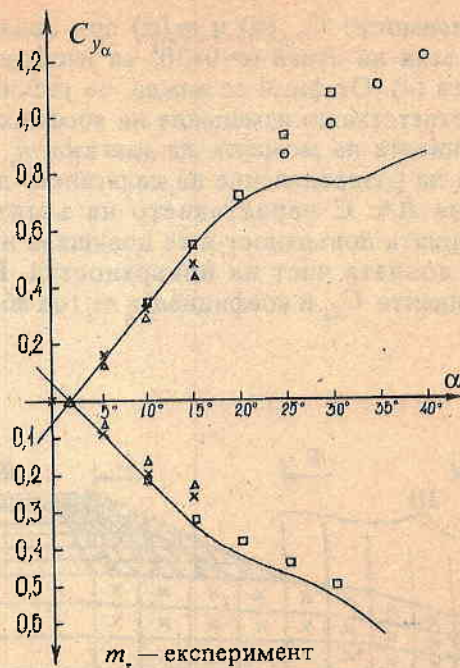


Фиг. 2

Получените зависимости $C_{y_\alpha}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ при надлъжно движение на ЛА в диапазона от ъгли на атака $\alpha=0+20^\circ$ са изобразени на фиг.4 и са отбелязани с кръсчета (x). От фиг.4 се вижда, че увеличаването на ъглите на атака води до съответстващо изменение на коефициента на подъемната сила C_{y_α} и на коефициента на момента на тангажа m_z . Това е свързано с изменение картината на разпределение на налягането по повърхността на крилото и тялото на ЛА. С нарастването на ъглите α се увеличава разреждането над горната повърхност и се повишава налягането (потокът се затормозява) на долната част на повърхността. Вследствие на това значенията на коефициента C_{y_α} и коефициента m_z (по абсолютна стойност) се увеличават.



Фиг. 3



Фиг. 4

Отличителна особеност на зависимостта на коефициентите $C_{y\alpha}$ и m_z от ъглите на атака, характерна за болшинството от обтекаемите тела, се явява линейното им изменение на малки и умерени ъгли на атака, съответстващи на плавния режим на обтичане на ЛА. Както се вижда от фиг.4, зависимостите $C_{y\alpha}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ в диапазона $\alpha=0+15^\circ$ се изменят по линейен закон.

При по-нататъшно увеличение на α горната повърхност на крилото на ЛА започва да се обтича със свив на потока. Свивът принципно изменя картината на разпределение на налягането. Затова, започвайки от ъгъл на атака $\alpha=15^\circ$, зародилният се свив на задния изходящ ръб на крилото води към изменение на коефициента $C_{y\alpha}$ по ъгъл на атака, отклонявайки го от линейния закон (фиг.4). Това отклонение е толкова по-голямо, колкото по-голям е α и, следователно, колкото по-голяма област от горната повърхност на крилото е обхваната от свива на потока.

Изменение на картината на разпределение на налягането по ъгли на атака води и до изменение на коефициента m_z . При избрано начало на отчитане (от носа на тялото на ЛА) коефициентът на момента на тангажа в диапазона $\alpha=0+15^\circ$ има отрицателни значения и се изменя по линейен закон, което се вижда на фиг.4 (на фигурата е отбелязан със символа \times) и се обяснява със следното. Моментът на тангажа се обуславя от наличието на нормална сила, но тъй като нормалната и подемната сила на малки ъгли на атака практически са равни, то коефициентът m_z основно зависи от коефициента $C_{y\alpha}$. Последният, както беше установено, в предела на плавното обтичане се изменя пропорционално на ъгъла на атака. Едва при ъгли $\alpha>15^\circ$, при които се появява свив на потока над крилото, зависимостта $m_z(\alpha)$ се

отклонява от линейния закон. При по-нататъшно увеличение на α се появява характерно изменение на моментната характеристика $m_z(\alpha)$ (вж. фиг.4).

Трябва да се отбележи, че характерните зависимости $C_{y_\alpha}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$, получени при моделирането на ЛА чрез плоска схематизация (тялото се моделира с тънки носещи повърхности, лежащи в плоскостта OXZ), преминават през началото на координатната система (фиг.4). Значенията на коефициентите на подемната сила и надлъжния момент при нулев ъгъл на атака са равни на нула, а на реалния(обемния) ЛА, като правило, ще се отличават от нула, тъй като те зависят от профила и усукването на крилото, формата на тялото и от други геометрични параметри на компоновката.

За получаване на аеродинамичните характеристики на умерени и големи ъгли на атака са проведени изследвания в нелинейна стационарна и в нестационарна постановка, при моделиране на частично откъсване на потока — случай б.

Възникването на откъсване на потока от страничния ръб на тялото и неговото влияние върху повърхността на тялото и крилото води до съответни изменения на аеродинамичните натоварвания на ЛА. Затова, отчитайки тази особеност и сложната форма на тялото на ЛА, при моделирането се използва нов вихрови модел, показан на фиг.3. ЛА се моделира с помощта на 68 хидродинамични особености. В случая е използван способа на схематизация с помощта на набор от носещи повърхности-модули. При това тялото се състои от 6 модула, а крилото от един — 7-и по ред модул. Характерна особеност се явява това, че първите три модула и шести модул на тялото са завъртени по отношение на оста OZ под ъгъл $-5,1^\circ$ и $+5,5^\circ$, съответно. Крилото (седмият модул) е присъединено към шестия модул на тялото така, че да се обезпечи зададената положителна напречна V -образност. Получената вихрова схема е приета за основна в следващите изследвания.

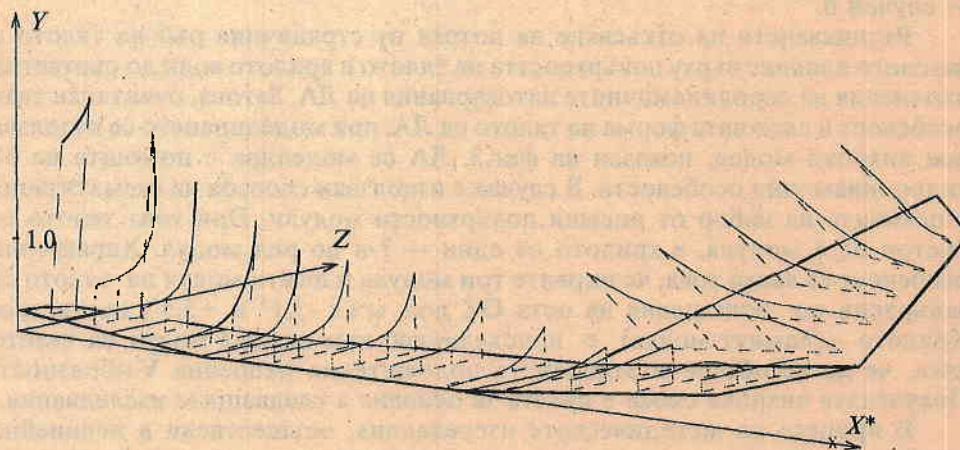
В процеса на методическите изследвания, осъществени в нелинейна стационарна постановка при моделиране на частично откъсване на потока (случай а) в диапазона от ъгли на атака $\alpha=0+15^\circ$, е разкрита особеност в зависимостите $C_{y_\alpha}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ при зададената схематизация на ЛА. Установено е, че кривите на зависимостите $C_{y_\alpha}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ не преминават през началото на координатната система. Получените нулеви значения на коефициентите $C_{y_\alpha}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ съответстват на ъгъл на атака $\alpha \approx 2^\circ$ (на фиг.4 отбелязани с Δ). При това зависимостите $C_{y_\alpha}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ имат линеен характер. Изместени са в дясно и преминават еквиливантно относно същите зависимости, получени при моделиране на ЛА с помощта на вихрова разчетна схема (фиг.2). Причината на описаната особеност следва да се търси в използваната плоско-пространствена схематизация. Крилото, присъединено към завъртения шести модул на тялото, се оказва под неголям отрицателен ъгъл на атака по отношение на насрещния поток при нулев ъгъл на атака на ЛА.

За изследване на аеродинамичните характеристики на ЛА в диапазона $\alpha=10+35^\circ$ задачата се решава в нелинейна нестационарна обстановка при моделиране на частично откъсване на потока (случай б).

Характерните зависимости $C_{y_\alpha}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$, получени в указания диапазон $\alpha=10+35^\circ$ при надлъжно движение на ЛА са изобразени на фиг.4 и отбелязани с квадратчета.

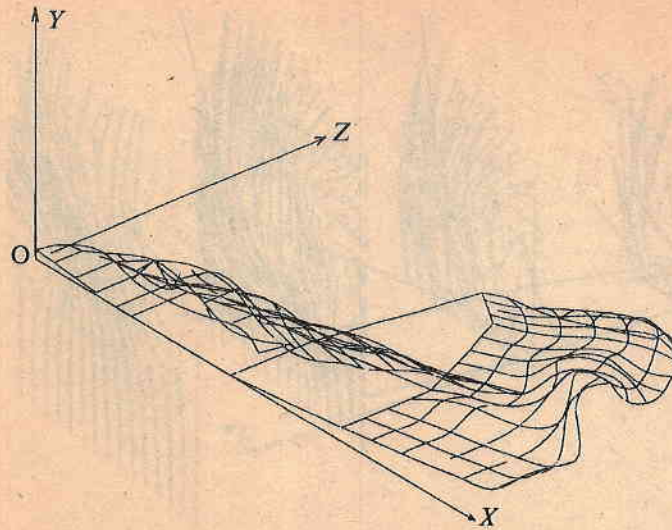
Забелязва се, че възникналото откъсване на потока от страничния край на тялото води до увеличаване на носещите свойства на ЛА. На фиг.4 се наблюдава увеличение на коефициента $C_{y_{\alpha}}$ и ъгъла на наклона на допирателната към зависимостта $C_{y_{\alpha}}(\alpha)$ с нарастването на ъглите на атака. Обяснението на това се заключава в откъснатата се вихрова пелена от страничния край на тялото, завъртаща се в устойчиви вихрови шнурове, които създават допълнително разреждане над тялото и крилото на ЛА.

Характерът на зависимостта на разпределението на налягането по повърхността на ЛА на малки и умерени ъгли на атака (на фиг.5 е изобразена зависимостта, получена при $\alpha=15^{\circ}$) показва, че най-натоварени елементи на ЛА при пластинчатото моделиране се явяват крилото и носовата част.



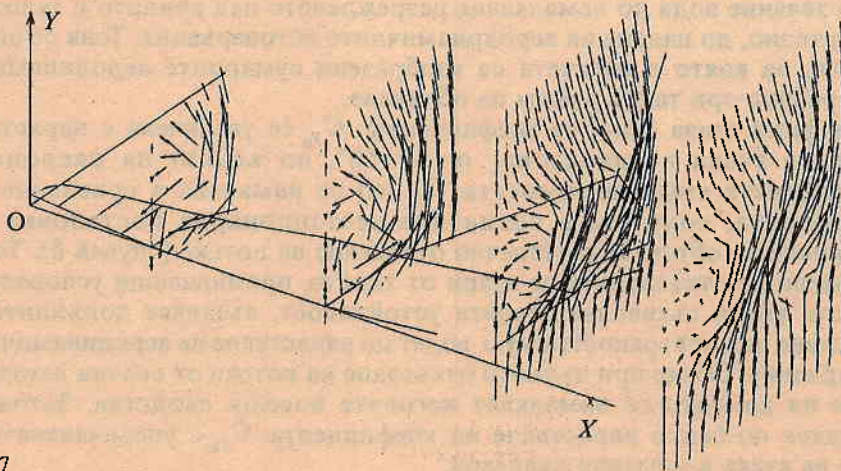
Фиг. 5

На фиг.6 е представена вихровата структура на ЛА, получена при ъгъл на атака $\alpha=15^{\circ}$. Вижда се, че тя се състои от три вихрови пелени: I—странична и задна на крилото, II—задна, и III—странична на тялото (фиг.3). Анализът на картината на течението показва, че като цяло вихровата структура е сформирана. Пелената III от страничния край на тялото е устойчива, за което свидетелстват съответните линии на тока близо до задния изходящ ръб на крилото и тялото. С увеличаване ъгъла на атака интензивността на вихровите шнурове на пелена III нараства. Това води до увеличаване разреждането в района на опасната част на тялото. В изследвания диапазон от ъгли на атака е установено, че вихрите от тялото не си взаимодействат с вихрите от крилото и преминават успоредно на тялото, без да се разрушават. Ясно е, че в резултат на разреждането, създавано на горната повърхност на тялото от тези вихри, се получава увеличаване на коефициента $C_{y_{\alpha}}(\alpha)$ и коефициента m_z по абсолютна величина в диапазона от ъгли на атака $\alpha=10+30^{\circ}$, което се вижда на фиг.4.

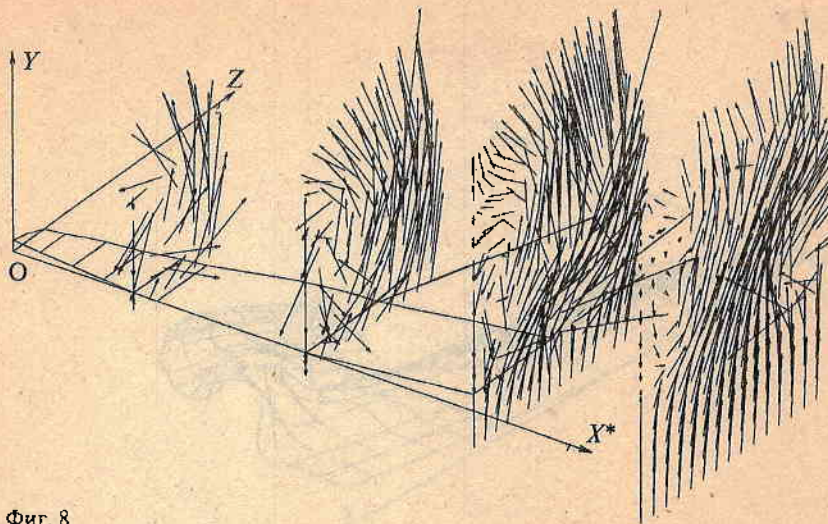


Фиг. 6

За по-пълнен детайлен анализ са били определени параметрите на потока над и зад тялото и крилото в сеченията, положението на които е показано на фиг.3. Получените полета на скоростите при обтичане на ЛА при ъгъл на атака $\alpha=20^\circ$ са показани на фиг.7(сечения А-А, Б-Б, С-С, Д-Д). Както се вижда от фигурата, над тялото в района на сечението А-А едва започва да се формира вихрово течение. Над тялото, в района на мястото на присъединяване на крилото, в сеченията Б-Б и С-С (фиг.7) може да се отдели формирането на вихрови шнур, т.е. над ЛА в района на кърмовата част се формират два вихрови шнура, вследствие на напускащите вихрови пелени от двата странични края на тялото. Интензивността на тези вихрови шнура нараства с увеличаването на ъглите на атака, за което може да се съди по фиг.8, където в районите на сеченията Б-Б, С-С са изобразени разчетните полета на скоростите, получени при обтичане на ЛА при ъгъл на атака $\alpha=30^\circ$.



Фиг. 7



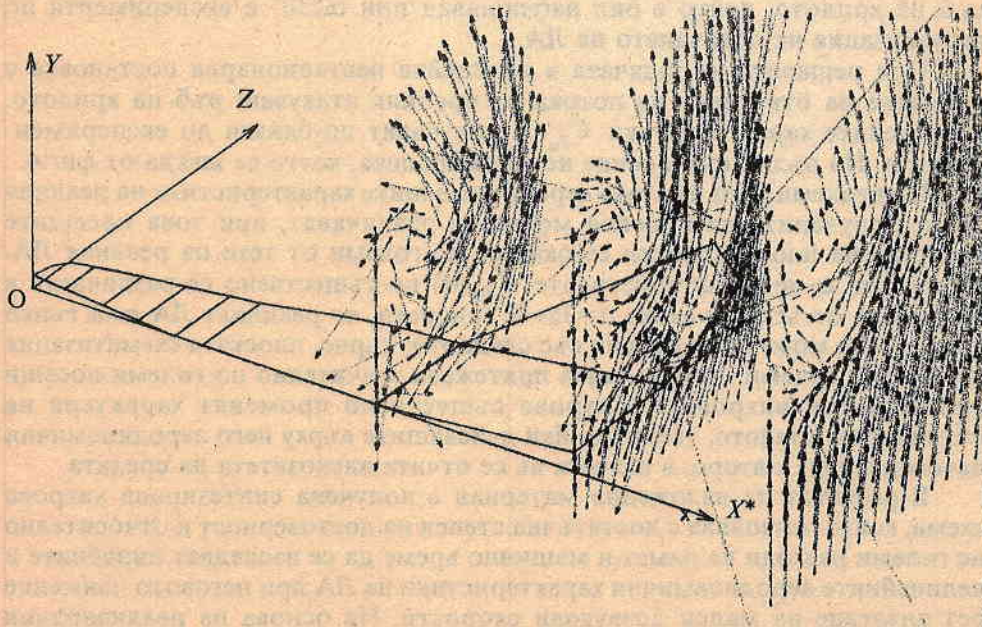
Фиг. 8

На практика невинаги е възможно да се реализира частично откъсване на потока при обтичане на крилото, особено на големи ъгли на атака. Като правило, обтичането на ЛА на такива ъгли се съпровожда с откъсване на потока от всички изходящи ръбове и страни на крилото и тялото. Ето защо, за определяне на аеродинамичните характеристики на ЛА в нелинейна нестационарна постановка при ъгли на атака $\alpha \geq 30^\circ$ се моделира обтичане с пълно откъсване на потока (случай в).

Анализът на получените резултати показва основно, че не се формира устойчиво вихрово течение при реализация на пълно откъсване на потока от всички ръбове и страни на крилото и тялото на големи ъгли на атака. Такова течение води до намаляване разреждането над крилото и тялото и, следователно, до падане на аеродинамичните натоварвания. Това се вижда на фиг.4, на която с кръгчета са изобразени сумарните аеродинамични натоварвания при такъв режим на обтичане.

От фиг.4 става ясно, че коефициентът C_{y_α} се увеличава с нарастване ъглите на атака в диапазона $\alpha = 30-40^\circ$, но ъгълът на наклона на допирателната към зависимостта $C_{y_\alpha}(\alpha)$ се намалява в сравнение със зависимостта, получена в нелинейна нестационарна постановка при моделиране на обтичане с частично откъсване на потока (случай б). Това е обусловено от откъснатите се вихри от тялото, преминаващи успоредно и над него, които съхраняват своята устойчивост, създават допълнително разреждане над повърхността му и водят до нарастване на аеродинамичните натоварвания. Обаче при пълното откъсване на потока от всички изходящи ръбове на крилото се намаляват неговите носещи свойства. Затова се наблюдава по-бавно нарастване на коефициента C_{y_α} с увеличаването на ъглите на атака в указания диапазон.

За да анализираме течението над и зад ЛА нека разгледаме полето на скоростите, получено при неговото обтичане на ъгъл на атака $\alpha=40^\circ$. Както и при обтичането на ЛА на $\alpha=20^\circ$, в района на сечението А-А започва формирането на вихрово течение, което се наблюдава на фиг.9. Но в района на мястото, където е присъединено крилото към тялото (сечение Б-Б), може да се отдели формирането на вихрови шнур (фиг.9). По степента на приближаване към задния ръб (сечение С-С) и отделянето от него надолу по потока (сечение Д-Д) течение става неустойчиво и вихровия шнур в ясно изразен вид отсъства. Определените в следващия момент от време полета на скоростите в сеченията С-С и Д-Д показват, че с течението на времето структурата на течението се съхранява.



Фиг. 9

За проверка на достоверността на изчислените аеродинамични характеристики на ЛА по описаната методика чрез моделиране на обтичане с откъсване на потока е извършено сравнение с наличните експериментални данни, получени в аеродинамичната тръба на малки дозвукови скорости [4].

На фиг.4 са приведени експерименталните данни и резултатите от изследването, получени при моделиране на ЛА с помощта на тънки носещи повърхности. От фигурата се вижда, че получените резултати, при решаване на задачата в стационарната постановка, добре се съгласуват с данните от тръбния експеримент в диапазона от ъгли на атака $\alpha=0-15^\circ$. Обаче по-нататъшното увеличение на ъгъла на атака, започвайки от $\alpha>15^\circ$, довежда до значително разминаване между изчислените и експерименталните зависимости $C_{y_\alpha}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$, което се потвърждава от фиг.4. Основната причина за появилото се разминаване се заключава в това, че при обтичане на реалния ЛА възниква

откъсване на потока от двете страни на тялото, водещо до подобряване на носещите свойства на ЛА, но то не е моделирано при решаване на задачата.

Резултатите от проведените изследвания, получени в нелинейна нестационарна постановка при добавяне откъсването на потока от страничните краища на тялото удовлетворително се съгласуват с експерименталните данни в диапазона от ъгли на атака $\alpha=10-25^\circ$ (фиг.4). Обаче, започвайки от ъгли $\alpha=25^\circ$, при увеличаването на α се наблюдава незначително превишение на коефициента на подемната сила над значенията, получени в експеримента. Обяснението на което се заключава в това, че не се отчитат всички реални свойства (вискозитет, триене и др.) на въздуха при откъсване на потока от повърхността на ЛА и от предния ръб на крилото, който е бил наблюдаван при $\alpha \geq 30^\circ$ в експеримента по визуализация на обтичането на ЛА.

При решаване на задачата в нелинейна нестационарна постановка с добавяне на откъсване на потока от предния атакуващ ръб на крилото, изчислените характеристики C_{y_a} се получават по-близки до експерименталните. Но пълно съвпадение не се наблюдава, което се вижда от фиг.4.

При големи ъгли на атака аеродинамичните характеристики на реалния ЛА и получените на плоския модел се различават, при това носещите свойства на плоския модел се оказват по-големи от тези на реалния ЛА. Интересно е, че характеристиките $C_{y_a}(\alpha)$ по-съществено се различават в диапазона от ъгли на атака $\alpha=35-40^\circ$ въпреки, че реалният ЛА има тънко крило. Това може да се обясни със следното: първо, плоската схематизация на ЛА при големи ъгли на атака притежава значително по-големи носещи способности, вихровите шнури съществено променят характера на обтичане на крилото, увеличавайки действащите върху него аеродинамични натоварвания; и второ, в разчета не се отчита вискозитета на средата.

В резултат на изложения материал е получена синтезирана вихрова схема, която позволява с достатъчна степен на достоверност и относително не големи разходи на памет и машинно време да се изследват линейните и нелинейните аеродинамични характеристики на ЛА при неговото движение без плъзгане на малки дозвукови скорости. На основа на реализирания математически модел, използвайки плоско-пространствената схематизация на ЛА и моделиране на обтичане с частично или пълно откъсване на потока, за различни фиксирани значения на ъгъла на атака, са получени картината на разпределение на налягането, вихровата структура и полето на скоростите. Тяхното изследване и анализ допринасят по-точно да се разкриват особеностите, свързани с нелинейните аеродинамични ефекти, проявяващи се при полет на ЛА на умерени и големи ъгли на атака в режимите на кацане.

Литература

1. Швец, А. И. Сверхзвуковые летательные аппараты. М., МГУ, 1989.
2. Белоцерковский, С. М., М. И. Ништ. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М., Наука, 1978.
3. Апариров, В. А., А. В. Дворак. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками. Применение ЭВМ для исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов. М., ВВИА, 1986.
4. Стоянов, К. М. Моделирование отрывного обтекания воздушно-космического летательного аппарата на дозвуковых скоростях. М., ВВИА, 1991.
5. Кочин, Н. Б., И. А. Кибель, Н. В. Розе. Теоретическая гидромеханика. М., Физматгиз, 1963.
6. Лойцянский, Л. Г. Механика жидкости и газа. М., Наука, 1978.

Поступила на 15.VI.1997г.

Determination of some aerodynamic characteristics of an aerospace aircraft in the landing regime by stream-line modelling with flow separation

Krassimir Stoianov

(Summary)

The paper studies the aerodynamic characteristics of an aerospace aircraft in the landing regime, using the discrete vortex method and its modification, the vortex frame method. In this method, the aircraft is substituted by flat-space vortex schemes, and the stream-line is modelled by partial or complete separation of the flow. A calculation vortex scheme is synthesized, and a study is made under mathematical model with non-linear stationary and non-stationary settings. The obtained linear and non-linear aerodynamic characteristics are shown for an aerospace aircraft, moving without sliding at small subsonic velocities. A comparison of the obtained results and the available experimental data from aerodynamic tube is made. Based on the obtained picture for the pressure distribution, vortex picture and velocity field, their study, and analysis, the peculiarities related with the non-linear aerodynamic effects, and manifested when the aircraft is flying at moderate or great attack angles in the landing regime are revealed. The significant influence of the non-linear vortex structures formed in stream-line with separation of the flow from the aircraft's bearing elements on its aerodynamic characteristics at great attack angles is shown.