



HAL
open science

Modélisation du comportement dynamique des rotors d'hélicoptères

Cvetelina Vladimirova Velkova

► **To cite this version:**

Cvetelina Vladimirova Velkova. Modélisation du comportement dynamique des rotors d'hélicoptères. Autre. Ecole nationale supérieure d'arts et métiers - ENSAM, 2013. Français. NNT : 2013ENAM0055 . pastel-00997268

HAL Id: pastel-00997268

<https://pastel.hal.science/pastel-00997268>

Submitted on 27 May 2014

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.



Université Technique de Sofia

2013-ENAM-0055

École doctorale n°432: Science des Métiers de l'Ingénieur

Doctorat ParisTech

T H È S E

pour obtenir le grade de docteur délivré par

l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers

Spécialité "Navigation, gestion et fonctionnement du transport aérien"

présentée et soutenue publiquement par

Cvetelina Vladimirova VELKOVA

le 17 Octobre 2013

**Modélisation du comportement dynamique des rotors
d'hélicoptères**

Directeurs de thèse: **Fawaz MASSOUH et Michael TODOROV**
Co-encadrement de la thèse : **Ivan DOBREV**

Jury

M. Georges DESCOMBES, Professeur, CNAM, Paris
M. Petar GETSOV, Professeur, Institut de recherche de l'espace, BAS, Sofia
M. Ognyan STOYKOV, Professeur, Université militaire de Veliko Turnovo
M. Dian GESHEV, Maître de Conférences-HDR, Université Technique de Sofia
M. Fawaz MASSOUH, Maître de Conférences-HDR, Arts et Métiers ParisTech
M. Michael TODOROV, Maître de Conférences-HDR, Université Technique de Sofia
M. Valentin ILIEV, Maître de Conférences-HDR, Université Technique de Sofia
M. Ivan DOBREV, Ingénieur, Arts et Métiers ParisTech

Président
Rapporteur
Rapporteur
Examineur
Examineur
Examineur
Invité
Invité

**T
H
È
S
E**



Технически Университет – София

Моделиране на динамиката на носещ винт на
хеликоптер

Цветелина Владимирова Велкова

ДИСЕРТАЦИЯ

за получаване на образователна и научна степен „ДОКТОР”
по научната специалност: 02.14.10 „Навигация, управление и експлоатация
на въздушният транспорт”

Ръководители:

доц. д-р инж. Михаил Дамянов Тодоров
проф. д-р инж. Фауаз Масу

София
2013

БЛАГОДАРНОСТИ

Благодаря на всички, с които работих през трите години на обучението ми в докторантска програма и които ми помогнаха да доведе това изследване до край.

На първо място исказвам своите сърдечни благодарности към научните ми ръководители проф. Фауаз Масу и доц. Михаил Тодоров за безрезервната подкрепа, оказана помощ, куража и напътствия, които получих по време на работа ми.

Искам да благодаря специално на д-р инж. Иван Добрев, за съветите и напътствията и за цялата помощ, които получих при изготвяне на този изследователски проект.

Най-искрено благодаря на всички мои бивши преподаватели и надявам се бъдещи колеги от катедра „Въздушен транспорт“ за оказаното доверие и възможност да направя тази теза.

Исказвам своите най-сърдечни благодарности на Френския културен институт в България, който направи възможен половината от престоя ми в Франция в ENSAM в лабораторията Laboratoire de Mécanique des Fluides с цел завършване на моята работа.

Искам да благодаря на ENSAM в гр. Париж, Франция за тяхното доверие и помощ, които направиха възможна втора половина от престоя ми за тази една година във Франция, и спомогнаха за довеждането до успешен завършек на настоящата работа.

Благодаря на Научно-изследователския сектор към Технически университет София за оказаната финансова помощ по проект 122 ПД 0001-04.

Благодаря на моето семейство на майка ми и баща ми за куража, подкрепата и силата, която ми дадоха по време на трите години обучение от докторантската програма.

В обобщение на казаното искам да благодаря на всички хора, колеги, студенти, приятели, които бяха до мен през тези три години на обучение, за тяхното изслушване и подкрепа.

Съдържание

Списък на означения.....	7
Abstract.....	11
Глава 1 Общ преглед на теориите, за изследване Аеродинамиката на Хеликоптерния винт.....	13
1.1. Въведение.....	13
1.2. Основни положения в теорията на носещия винт на хеликоптера.....	14
1.3. Аеродинамични методи приложими за изследване на аеродинамичното поведение на носещия винт на хеликоптера.....	16
1.3.1. Теорията на Фруд-Ранкин.....	17
1.3.2. Теорията за елемент от сечението на лопатата (ВЕТ).....	23
1.3.3. Теорията за „изолираните сечения“ на елемент от лопатата (ВЕМ).....	25
1.3.4. Метод на носещата линия.....	25
1.3.5. Панелни методи.....	27
1.3.6. Числени CFD методи.....	28
1.4. Методи приложими за изследване на аероеластичното поведение на носещия винтове с еластични лопати.....	30
1.4.1. Метод на Майклстед – Холцер.....	32
1.4.2. Колокационен метод.....	32
1.4.3. Метод на крайните елементи (МКЕ).....	32
1.4.4. Програмни продукти, използващи МКЕ и приложими за изследване на носещия винт на хеликоптера.....	33
1.5. Предимства и недостатъци при използването на аеродинамичните методите.....	33
1.6. Проблеми, свързани със съвместното куплиране на аеродинамичните методите и структурни подходи за изследване на аероеластичното поведение на носещия винт.....	35
1.7. Цел и задачи на дисертационния труд.....	35
Глава 2 Хибриден CFD модел за изследване за изследване на течението през хеликоптерен носещ винт.....	37
2.1. Въведение.....	37
2.2. Методи за моделиране на течението около носещия винт на хеликоптера.....	38
2.2.1. Модел на активния диск.....	38
2.2.2. Модел на активната повърхност.....	39
2.3. Развитие на хибридни CFD модел на активна линия.....	40
2.4. Сравнение на използвания хибриден модел с други модели.....	45
2.5. Изчисляване на двумерно течение около винта.....	47
2.5.1. Числена 2D симулация на течението около профила на носещия винт.....	47

2.5.2. Хибридно моделиране на двумерно течение около профила на винта.....	50
2.5.3. Сравнение на резултатите от числената 2D симулация и хибридно моделиране на течението около профила на носещия винт.....	50
2.5.4. Избор на линията за пресмятане на ъгъл на атака α при построяване на хибридният 3D модел на носещия винт.....	53
2.6. Числена 3D симулация на тримерно установено течение около носещия винт.....	58
2.7. Заключение.....	63

Глава 3 Метод на свързване на аеродинамичния с крайно-елементния модел на хеликоптерния винт.....

3.1. Въведение.....	65
3.2. Аеродинамичен модел.....	65
3.3. Структурен модел на носещия винт на хеликоптер.....	66
3.4. Последователност на работата на предложения метод на куплиране (свързване).....	71
3.5. Числени резултати.....	74
3.6. Заключение.....	75

Глава 4 Числена симулация на нестационарното течение около носещия винт на хеликоптер – изследване на явлението динамично откъсване.....

4.1. Въведение в неустановената аеродинамика на винта.....	76
4.2. Същност на явлението динамично откъсване и влиянието му върху носещия винт.....	76
4.3. Числен 2D модел на динамичното откъсване около аеродинамичен профил.....	81
4.3.1. Генериране и вид на изчислителната мрежа.....	82
4.3.2. Задаване на гранични условия (ГУ).....	84
4.3.3. Избор на модел на турбулентност.....	85
4.4. Обработка и анализ на резултатите.....	86
4.4.1. Изчисляване на установено и неустановено течение около профил NASA 0012 за гъста изчислителна мрежа.....	86
4.4.2. Изчисляване на стационарното и нестационарно течение около профил NASA 0012 за изчислителна мрежа с по-малко на брой възли.....	98
4.4.3. Числен 2D модел на неустановено течение около профила на лопатата от експерименталния модел на носещия винт.....	101
4.5. Заключение.....	102

Глава 5 Експериментално изследване на аеродинамиката на носещия винт на хеликоптер в аеродинамична тръба.....

5.1. Въведение.....	103
5.2. Описание на аеродинамичната тръба и използваната измервателна апаратура.....	103
5.3. Стенд за определяне на аеродинамичните характеристики на хеликоптерен винт.....	106
5.4. Компютърна система и софтуер за сбор и обработка на данни.....	107
5.5. Измерване на скоростта с оптичен метод PIV.....	109
5.6. Тестови изпитания и обработка на получените резултати с PIV.....	112
5.7. Анализ на експерименталните резултати.....	117
5.7. Заключение.....	124

ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	125
ПРИНОСИ НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД.....	128
БИБЛИОГРАФИЯ.....	129
ПУБЛИКАЦИИ.....	136

Списък на означения

$A, (^\circ)$ – амплитуда

$A, (m^2)$ – площ на диска на винта

$A_c, (m^2)$ – площ на кръга (цилиндъра)

$a, (m/s)$ – скорост на звука

$b, (m)$ – средна аеродинамична хорда (САХ)

$\alpha, (^\circ)$ – ъгъл на атака

$\alpha_0, (^\circ)$ – ъгъл на нулева подемна сила

$\alpha_{ref}, (^\circ)$ – изменение на ъгъла на атака за всяко от сеченията на лопатата

$\beta, (^\circ)$ – ъгъл на наклона на конуса на диска на винта

$c, (m)$ – хорда на сечението на лопатата

$c_D, (-)$ – коефициент на челно съпротивление

$c_L, (-)$ – коефициент на подемна сила

$c_T, (-)$ – коефициент на теглителна сила

$c_M, (-)$ – коефициент на момента

$c_P, (-)$ – коефициент на мощност

$c_Q, (-)$ – коефициент на въртящ момент

$c_{L\alpha}, (-)$ – производна на коефициента на подемна сила по ъгъл на атака

$D, (N)$ – сила на челно съпротивление

$F_a, (N)$ – осева сила;

$F_T, (N)$ – тангенциална сила

$F, (-)$ – коефициент на Прандтл

$\vec{f}, (-)$ – обемно разпределена сила

$f_a, (-)$ – осева компонента на силата \vec{f}

$f_T, (-)$ – тангенциална компонента на силата \vec{f}

$\Gamma, (m^2/s)$ – циркулация на скоростта

$\Delta\Gamma$, (-) – производна на циркулацията

k , (-) – честота

L , (N) – подъемна сила

l , (m) – рамо

M_y , (N.m) – въртящ момент

\dot{m} , (kg/s) – масов дебит

N_b , (-) – брой на лопатите на винта

λ , (-) – коефициент на протичане на струята на потока

λ_i , (-) – индуктивен коефициент на протичане на струята на потока

λ_h , (-) – отношение на индуцираните скорости при висене

P , (W) – мощност

p , (Pa) – статично налягане

p_1 , (Pa) – статично налягане в равнината над винта

p_2 , (Pa) – статично налягане в равнината под винта

Q , (N.m) – момент от въртене

R , (m) – радиус на лопатата

r , (m) – местен радиус на лопатата

S , (m²) – площ на контролната повърхност

ρ , (kg/m³) – масова плътност на въздуха

t , (s) – време

U , (m/s) – резултантна скорост

U_p , (m/s) – нормална компонента на скоростта

U_T , (m/s) – тангенциална компонента на скоростта

V , (m/s) – скорост

V_∞ , (m/s) – скорост на несмутеното течение

V_{tip} , (-) – безразмерна скорост на течението

VB , (-) – обезразмерена скорост на течението

$\vartheta_i, (-)$ – индуцирана скорост на течението

$\vartheta_h, (-)$ – индуцирана скорост на струята при висене

$W, (m/s)$ – относителна скорост

$W_B, (V)$ – съпротивителен момент от огъване

$\Omega, (rad/s)$ – ъглова скорост

$\Delta p, (Pa)$ – градиент на изменение на налягането

$\Psi, (^\circ)$ – ъгъл на азимут

$\emptyset, (^\circ)$ – ъгъл на протичане на струята

$\theta, (^\circ)$ – ъгъл на постяване на лопатката на носещия винт

$\mu, (-)$ – отношение на скоростите

$\nu, (m^2/s)$ – коефициент на кинематичен вискозитет

$\sigma, (-)$ – коефициент на запълване на диска на винта

$\sigma, (V)$ – напрежение

$n, (s^{-1}), (tr/min)$ – обороти на въртене на винта

Modelling The Dynamics of Helicopter's Rotor

Abstract

The aim of the thesis is the investigation and modeling of aerodynamic behavior and dynamics of helicopter rotor taking into account the elasticity of the rotor blades and the unsteadiness of the flow. The blades of helicopter rotor structures are very flexible, in order to cyclical velocity field. The velocity field is the result of the complex movement of the helicopter rotor blades i.e. rotation and advance of helicopter rotor. Therefore the deformations and displacement of the rotor blades are very important. However, under these conditions it is not possible to use a single solver able to calculate simultaneously the equations describing fluid mechanics and structural dynamics of the rotor.

The value of the thesis is that it develops a coupling algorithm between two solvers for the fluid and structure, each adapted to its specific system of equations. Coupling algorithm allows the calculations with transient data exchange between the two solvers at each time step. The simplicity of the suggested approach is that- it reduces the computational time and it is possible to use an equivalent representation of the rotor blades. The representation is able to describe the behavior of helicopter rotor without designing its complex geometry. Hybrid modeling approach will be implemented in that case.

Hybrid model considers the unsteady flow field around the rotor and represents CFD 3D Lifting Line Model with fine grid mesh. Hybrid Aerodynamic 3D model calculates the flow field around the rotor by computing the induced velocities of the rotor wake with the help of user-defined function (UDF). UDF is a function programmed in C and can be dynamically loaded with Fluent solver. But to obtain the induced velocities and compute the velocity field, it is needed to know the aerodynamic forces of the rotor blades. Therefore there is a second CFD 2D airfoil model representing the rotor blades. CFD 2D model with sufficient mesh quality and with second UDF code calculates aerodynamic forces of airfoil which are imposed later as source terms in Hybrid Aerodynamic 3D model.

But this project also includes the experimental part. The experiments are conducted in the wind tunnel at the Laboratoire de Mécanique des Fluides à Arts et Métiers ParisTech. The purpose of the experiments is to obtain experimental data to be used for validation of the coupling algorithm “fluid-structure”. The experimental model of the rotor has been designed for the purpose of the experiment.

The power and the aerodynamic forces applied to the rotor are measured. To measure the flapping of the blade during rotation of the rotor, a method based on image recognition is implemented. During the rotation two quick cameras are used to define the rotor blade position. The described procedure is performed for different azimuth angles of the blade in order to recover its trajectory during rotation. PIV (Particle Image Velocity) method is used to obtain the velocity field downstream of the rotor.

Глава 1 Общ преглед на теориите приложени за изследване аеродинамиката на хеликоптерен носещ винт.

1.1. Въведение

Хеликоптерите са едни от основните съвременни летателни апарати, доказващи напредъка на сложната съвременна инженерна мисъл, в съчетание с рационалност и усъвършенстване, заемащи уникално място в съвременната авиация, [65]. Хеликоптерите са летателни апарати, които използват носещи винтове, осигуряващи подемна и теглителна сила, позволяващи им да изпълнява полет в режим на висене и режим по зададена траектория. На хеликоптера действат аеродинамични сили създадени от винтовете и инерционни сили. Носещият винт е основен източник на теглителна сила. Уникалното на съвременните хеликоптери е, че те са способни да изпълняват полет в режим на висене, при който се наблюдават добри характеристики на устойчивостта и управляемостта.

В режима по зададена траектория, равнината на диска на носещия винт трябва да бъде наклонена, така че векторът на теглителната сила на винта да се наклони напред и да осигури компонента за преодоляване на съпротивлението. Наклонът на равнината на диска на винта осигурява силите и моментите, за управление на характеристиките на устойчивостта и управляемостта на хеликоптера. В режим по зададена траектория на полета, полето на налягането около лопатите на винта е асиметрично, като то е максимално върху напредващите лопати, и минимално върху изоставащите лопати. Обратното протичане, което се наблюдава в равнината на диска на винта способства за извършването от лопатите махово движение. Аеродинамиката на носещите винтове на съвременните хеликоптери е усложнена, поради нестационарното поле на течението през винта, а също така и поради сложното движение извършвано от лопатите. Сложната аеродинамиката на носещия винт предполага появата на неустановени сили, респективно и неустановено натоварване по повърхността на диска на винта, както и неустановено течение през него. Следователно анализът и изследването на течението през носещия винт на хеликоптера е трудоемка и сложна задача. Затова в съвременната инженерна практика се използват много и различни подходи, комбиниращи класическите аеродинамични теории, използвани за изследване и анализ на течението със съвременните числени методи.

В тази глава са представени основните аеродинамични теории, които се използват за изследване и анализ на редица проблеми, свързани с аеродинамиката на носещия винт. Първо е разгледана *теорията на Фруд-Ранкин (теорията на активния диск)*. Представена е и *теорията за елемент от сечението на лопатата (Blade Element Theory (BET))*. Отделено е по-голямо внимание на *теорията на теорията на Глауерт*, която комбинира *BET* метода с *теорията на активния диск*. Много изследвания, свързани с аеродинамиката на хеликоптерите, отбелязват, че *теорията на активния диск* е опростена от гледна точка на математическия апарат за пресмятане и че този метод не дава достатъчно точен анализ на течението през носещия винт, [3]. Класическа аеродинамична теория, която дава възможност да се използват

аеродинамични характеристики на профила от сечението на лопатата и след това да се изчисли течението около винта е *теорията за елемент от сечението на лопатата (BET)*. Изследването на сложната струя на течението през винта включва анализа на полето на течението пред винта и далеч зад него. В [3] е отбелязано, че класическа аеродинамична теория, която предвижда най-точно „завихреността“ на струята, е теорията на Фруд-Ранкин и приложена от Глауерт за хеликоптерните винтове. Ускоряването на струята на течението след винта и появата на вихри в полето на течението създават допълнителна осева и тангенциална компонента на скоростта, т.нар. индуцирани скорости. В [65] се показва, че както *теорията на Глауерт*, така и *теорията на активния диск* установяват, съществуването на определена зависимост между местната скорост на течението и допълнителните индуцирани скорости в струята. Ето защо последните две класически аеродинамични теории са обединени в т.нар. *теория на Глауерт*.

Освен посочените по-горе класически аеродинамични теории, използвани за анализ на аеродинамиката на носещия винт, в настоящата глава е обърнато внимание и на известните *вихрови методи*, които са аеродинамични методи използвани за изчисляване на течението през винт. В [65] е дадено, че за разлика от класическата *теория на Глауерт*, която не може да отчете точно наличието на вихри в струята на течението от всяка лопата, вихровите методи са по-точни при изчисляване на течението през винт. Днес в много изследвания се използват модели, в чиято основа стоят *вихровите методи*, които са с предписана или свободна следа на течението. В източници [3],[9],[47] е отбелязано, че при съвременните модели на течението през винта, лопатите на са представени като присъединени вихрови линии. Един от недостатъците на използваните днес вихрови модели, както е отбелязано в [3], е фактът, че се пренебрегва свиваемостта на течението. Но тези хибридни модели имат едно основно предимство - повечето от тях са числени и се основават на численото решение на уравненията на Навие-Стокс, описващи флуидното течение. Основен недостатък на хибридните модели на струята на течението е трудоемкият процес на решение, поради голямото изчислително време и изчислителна мощност, която се изисква.

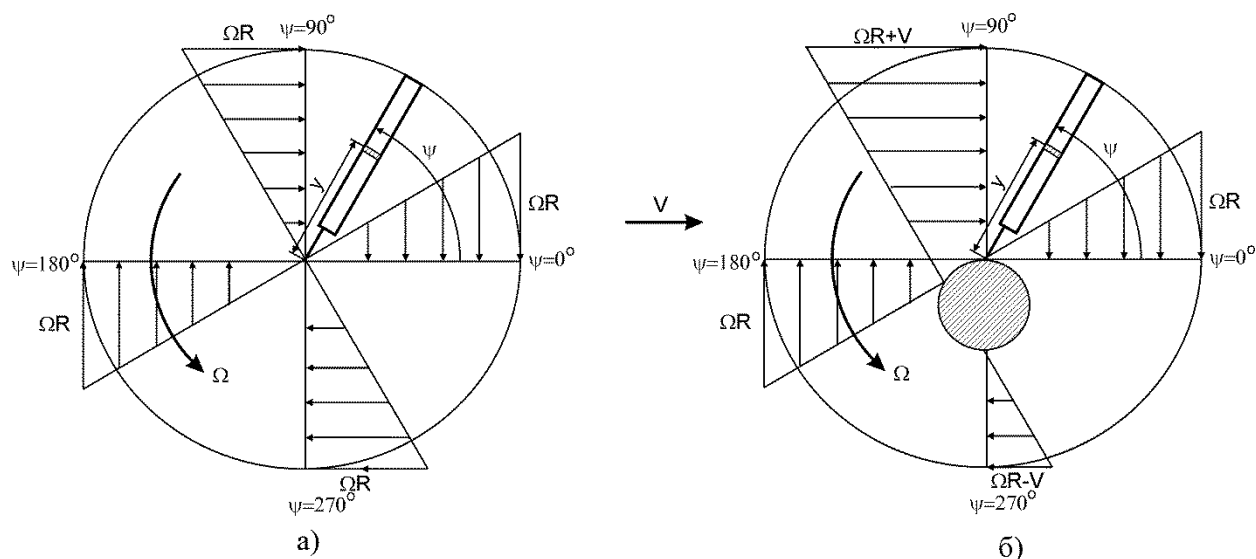
1.2. Основни положения в теорията на носещия винт на хеликоптера.

Носещият винт на хеликоптера има три основни функции:

- Създаването на подемна сила;
- Създаването на хоризонтална теглителна сила, която да осигурява движението в полет с по зададена траектория;
- Създаването на сили и моменти, чрез които да се контролира височината и положението на хеликоптера;

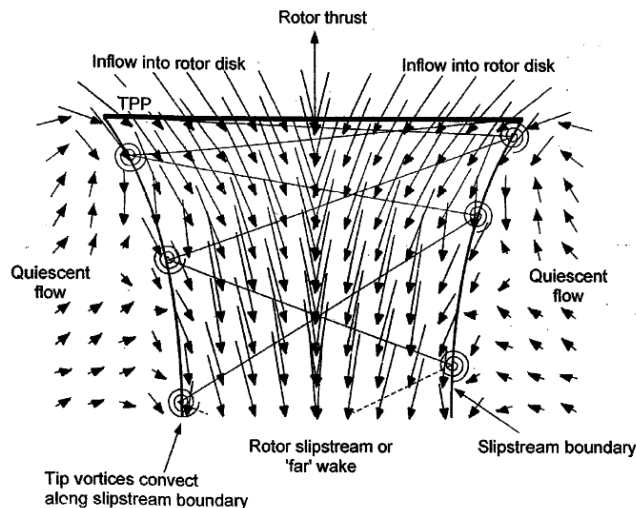
Разбирането на работата на носещия винт на хеликоптера като цяло зависи от правилното разбиране на неговата аеродинамика, а това изисква изследване на нестационарното поле на течението през винта и непрекъснато изменящото се аеродинамично натоварване върху лопатите.

Положението на всяка от лопатите на винта се изменя в зависимост от изменението на ъгъла на азимут ψ , който се дефинира от 0° до 360° . В режим на висене скоростното поле на течението през винт е ососиметрично и законът на разпределение е линеен. Също така динамичното налягане на всеки елемент от лопатата е пропорционално на квадрата на произведението на разстоянието r и скоростта на въртене Ω . Подемната сила на всяка лопата на винта зависи от ъгъл на атака α . На фиг.1.1 е показан законът на разпределение на скоростта за режим на висене (фиг.1.1a) и в режим по зададена траектория (фиг. 1.1b). Обаче предвид маховото движение на лопатата и разпределението на скоростта, което влияе на ъгъл на атака α и респективно на аеродинамичното натоварване на лопатата, картината на течението през носещия винт се усложнява, а това затруднява анализа



Фиг. 1.1 Законът на разпределение на скоростта, (a) Висене; (b) Режим по зададена траектория

Сложната картина на течението около винта не може да бъде оценена само от фиг.1.1. В режим по зададена траектория полето на течението се усложнява и както е отбелязано в [65] вихрите от струята на лопатата могат да останат близо до винта за няколко оборота на въртене. За разлика от летателните апарати с фиксирано крило, където законът на изменение на аеродинамичното натоварване е относително постоянен, то високото динамично налягане, което се забелязва по периферията на лопатите на винта, предполага повишаване на аеродинамичните сили. Следователно в периферията на лопатата по горната ѝ повърхност се наблюдава силно завихряне на потока- т.нар. краищен вихър. Появата на краищни вихри в струята на течението след винта предполага и възникването на допълнителни индуцирани скорости, предизвикани от тези вихри. На фиг. 1.2 са дадени измервания, направени за скоростното поле на течението през винта, взети от източник [65].



Фиг. 1.2 Скоростно поле на потока през винта, [65]

Като резултат на голямата скорост на въртене на винта и на ниската скорост на несмутеното течение V_∞ , краищните вихри се задържат достатъчно близо в равнината на въртене на винта и създават допълнителни индуцирани скорости, което от своя страна предполага формирането на тримерно поле на течението. Вследствие на което, когато лопатите попадат в това допълнително индуцирано скоростно поле на струята, се наблюдават силни изменения в аеродинамичното им натоварване, които са източник на силни вибрации на винта.

В режим по зададена траектория, характерната асиметрична картина на полето на течението през диска на винта повишава аеродинамичните проблеми, които затрудняват неговото изследване. На изоставащата лопата от диска на винта (фиг.1.1), където постъпателната скорост на течението и динамичното налягане са относително високи и лопатите работят при по-големи ъгли α , при достигане на критични стойности на ъгъл α потокът се откъсва. Откъсването на течението от изоставащата лопата е относително нестационарно и е известно като т.нар. явление *динамично откъсване*.

1.3. Аеродинамични методи приложими за изследване на аеродинамичното поведение на носещия винт на хеликоптера.

Има няколко основни вида аеродинамични теории, които се използват при решаването на проблемите, свързани с динамиката на носещия винт на хеликоптера. Основно внимание е обърнато на тези методи, които са най-ефективни и най-разпространени. Те могат да бъдат обединени в три групи:

- Класически аеродинамични методи;
- Числените CFD (Computational Fluid Dynamics) методи;
- Хибридни модели;

Най-простите аеродинамични методи използват класическите аеродинамични теории за изчисляване на характеристиката на винта се базират на теорията на потенциалното течение. Тези класически методи са вихровите методи: метода на

носещата линия и панелните методи, с предписана и свободна следа на течението. Тези методи са широко използвани за различни цели от практиката, най-вече в етапа на проектирането, като се има предвид факта, че те са по-прости в сравнение с повечето числени методи. Този тип аеродинамични методи могат да осигурят бързи резултати, но с много опростявания и допускания, които се правят при разглеждане на течението. Използването им не дава възможност да се отчете свиваемостта и вискозните ефекти в струята след винта. Употребата на тези аеродинамични методи се оказва недостатъчно при изчисляването на областите на обратно протичане в областта на изоставащата част от лопатите на винта. За да се коригират тези недостатъци, могат да бъдат използвани емпиричните съотношения зададени в таблици получени от експериментални данни. Въпреки това, приложението на тези аеродинамични методи е ограничено тъй като не могат да предвидят всички особености на течението през винта.

Landgrebe в [59] е моделирал геометрията на струята на течението през винта и е направил изчисление в режима на висене, използвайки *метода на носещата линия* с контролиране на времето при използването на модела на свободната следа на течението. Получените числени резултати са проверени чрез сравнението им с експерименталните. Влиянието на различните модели, които се използват за моделирането на струята на течението (като вихровите методи с предписана и със свободна следа), също са разгледани в това изследване. Kosurek & Tangler в [63] са приели теорията на носещата повърхност и модела на предписаната следа за изчисляването на течението през винта в режим на висене. Наличието на вихрови нишки в струята на изчисляваното течение също е пресметнато от Bliss и др. в [65].

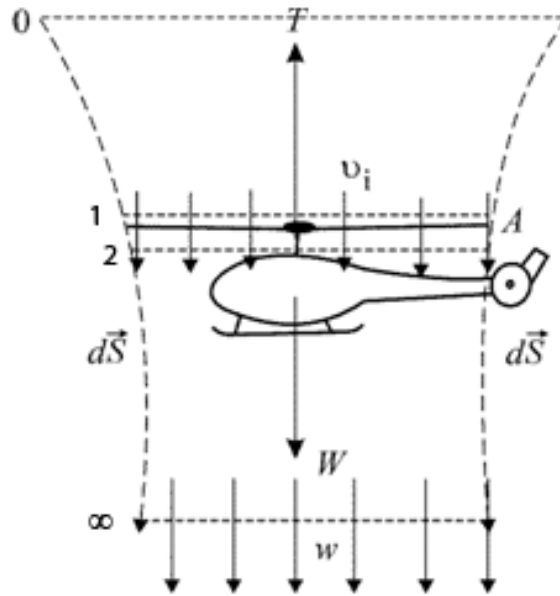
Примери за класическите аеродинамични методи и числени кодове, където те са приложени при числени симулации на струята на течението около винта, са MFW кода на Bhagwat и Leishman [65], FREEWAKE кода представен в [59] и числения подход, който се основава на вихровия метод използващ свободната следа, е развит в Университета в Пенсилвания от Tauszig и Gandhi [55] и е цитиран в [65].

1.3.1. Теория на Фруд-Ранкин

В теорията на Фруд-Ранкин се използват основите закони на хидродинамиката (закона за съхранение на масата, количеството на движение и енергията на флуида). Тази теория е разработена от Ранкин за анализ на корабни винтове. След това, теорията е развита от Фруд и Бетц. По-късно теорията е обобщена от Глауерт. Основен принцип в теорията на Фруд-Ранкин е, че носещият винт се разглежда като безкрайно тънък активен диск, над който съществува изменение в разпределението на налягането. Концепцията на разглеждане на носещия винт като активен диск е еквивалентна на представянето на винта като система от безкраен брой лопати. В тази теория, основното предположение е, че течението през винта е установено, безвискозно и несвиваемо. Поради тези допускания, теорията не може да се използва за точен анализ на струята на течението през винта. Ето защо тя може да се приложи само в етапа на предварителните изчисления на аеродинамиката на винта. Въпреки това, теорията има едно предимство, че тя позволява да се отчетат загубите от индуктивната мощност и да се предвидят аеродинамичните характеристики на носещия винт.

Теорията на Фруд-Ранкин приложена за винта в режим на висене

Анализът на течението през винта включва разглеждането на определен контролен обем (КО) от струята, където са приложени основните закони на хидродинамиката. В КО, в който е разглеждана струята на течението през винта, има контролна повърхност (КП) равна на S , както е показано на фиг.1.3, [65].



Фиг. 1.3 Анализ на течението през носещия винт на хеликоптера, прилагайки Теорията на Глауерт за режим на осево обтичане

На фиг.1.3 течението през носещия винт е разгледано в КП S , където с линия 0 е означена равнината далеч зад струята на винта, където несмутената скоростта на флуида е $V_\infty = 0$. С линиите 1 и 2 са означени равнините на течението над и съответно под винта. v_i е скоростта на ускорената маса въздух, съдържаща се в КО на диска. Равнината в далечната струя е отбелязана с ∞ , където скоростта е w . Площта на диска на винта е означена с A .

Теорията на Фруд-Ранкин приема допускането, че течението на флуида през винта е установено, следователно масовият дебит на флуида \dot{m} е постоянен в рамките на обособения КО (фиг.1.3) и аналитично се изразява чрез:

$$d\dot{m} = \rho d\vec{S}V_\infty = \rho d\vec{S}(V_\infty + v_i) = \rho d\vec{S}w ; \quad (1.1)$$

Според втория закон на Нютон връзката между теглителна сила на винта T и промяната в дебита на флуида, \dot{m} в рамките на КО е:

$$\vec{F} = T = \iint_\infty \rho(\vec{V}d\vec{S})\vec{V} - \iint_0 \rho(\vec{V}d\vec{S})\vec{V}; \quad (1.2)$$

Тъй като в режим на висене скоростта е нула, то вторият член от (1.2) следователно е нула и теглителна сила на винта има вида:

$$T = \iint_{\infty} \rho (\vec{V} d\vec{S}) \vec{V} = \dot{m} w ; \quad (1.3)$$

Така консумираната мощност от винта е Tv_i и е равна на:

$$Tv_i = \iint_{\infty} \frac{1}{2} \rho (\vec{V} d\vec{S}) \vec{V}^2 = \frac{1}{2} \dot{m} w^2 ; \quad (1.4)$$

Последните две уравнения (1.3) и (1.4) дават връзката:

$$v_i = \frac{1}{2} w \quad (1.5)$$

или скоростта w в равнината на струята далеч зад винта е два пъти по-голяма от индуцираната скорост v_i на струята в равнината на самия винт, т.е. $w = 2v_i$.

Според [65], предвид връзката между теглителната сила, създадена от винта T и количеството въздух през него \dot{m} и замествайки връзката $w = 2v_i$ в (1.3), се получава индуцираната скорост от струята в равнината на диска на винта в режим на висене:

$$v_h = v_i = \sqrt{\left(\frac{T}{A}\right) \frac{1}{2\rho}}, \quad (1.6)$$

като с отношението T/A е означено натоварването от диска на винта.

Следователно потребната мощност в режим на висене ще бъде:

$$P = Tv = (2\rho Av)v_i = 2\rho Av_i^3 \quad (1.7)$$

Според [65] класическата *Теория на Фруд-Ранкин* е опростена, тъй като течението е установено, следователно разпределението на налягането по повърхността е постоянно. В тази теория е необходимо да се намери промяната на налягането Δp , променящо се в зависимост от радиуса на диска на винта. Ето защо се изследва течението през носещия винт, което се ограничава от две повърхнини с радиуси r и $dr+r$. Прекъсването в налягането може да бъде отчетено чрез уравнението на Бернули, приложено за струята на течението над и под винта:

$$\Delta p = p_2 - p_1 = \frac{T}{A}. \quad (1.8)$$

Тогава налягането над диска на винта е равно на:

$$p_1 = p_{\infty} - \frac{1}{2} \rho v_i^2 = p_{\infty} - \frac{1}{2} \rho \left(\frac{\omega}{2}\right)^2 = p_{\infty} - \frac{1T}{4A}. \quad (1.9)$$

Аналогично под диска на винта налягането е:

$$p_2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho \omega^2 - \frac{1}{2} \rho \left(\frac{\omega}{2}\right)^2 = p_0 + \frac{3T}{4A}. \quad (1.10)$$

Следователно разликата в налягането над диска на винта е по-малко с $0.25T/A$, а под диска на винта налягането е по-голямо с $0.75T/A$, [65].

Индуцираната скорост v_i на струята на течението в диска на винта може да бъде изразена чрез:

$$v = v = \lambda_h \Omega R , \quad (1.11)$$

където $\lambda_h = \Omega R / V_\infty$ е отношението на индуцираните скорости при висене. Като Ω е ъгловата скорост на въртене на винта и R е радиус на винта. Следователно безразмерната скорост на течението е означена с $V_{tip} = \Omega R$. Респективно коефициентът на теглителна сила, изразен чрез площта на диска на винта, A и ΩR е:

$$c_T = \frac{T}{\rho A V_{tip}^2} = \frac{T}{\rho A \Omega^2 R^2} . \quad (1.12)$$

Отчитайки допускането прието в теорията на Глауерт за установено, безвискозно течение, то тогава отношението на индуцираните скорости λ_i зависи от площта на диска на винта A и ъгловата скорост на въртене ΩR . Следователно за носещия винт е прието, че индуцираните скорости v_i са разпределени постоянно по повърхността на диска на винта. Следователно отношението λ_i е изразено чрез:

$$\lambda_h = \lambda_i = \frac{v_i}{\Omega R} = \frac{1}{\Omega R} \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{T}{2\rho A (\Omega R)^2}} = \sqrt{\frac{c_T}{2}} . \quad (1.13)$$

Мощността, създадена от диска на винта, е функция на безразмерната скорост V_{tip} и следователно е равна на:

$$P = \rho A V_{tip}^3 c_p , \quad (1.14)$$

където c_p е коефициента на мощност. Аналогично теглителната сила на винта съвпада с осевата сила и е равна на:

$$T = 2\rho A V_{tip}^3 d c_n , \quad (1.15)$$

където $d c_n$ е коефициентът на нормална сила на елемент от сечението на винта. Тогава предвид (1.14) и (1.15), коефициентите на теглителна сила и мощност са:

$$c_T = \frac{T}{\rho A V_{tip}^2} = \frac{T}{\rho A \Omega^2 R^2} ; \quad (1.16)$$

$$c_p = \frac{P}{\rho A V_{tip}^3} = \frac{P}{\rho A \Omega^3 R^3} . \quad (1.17)$$

От (1.14) и като се замести площта на диска на винта $A = 2\pi r dr$, за мощността на винта може да се запише:

$$P = 2\pi r \rho V_{ip}^3 c_p dr . \quad (1.18)$$

Аналогично моментът на въртенето на винта може да бъде изразен чрез:

$$Q = \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 R c_Q . \quad (1.19)$$

В [65] е отбелязано, че за да се оцени консумираната мощност на винта трябва да са известни аеродинамичните характеристики на профила на лопатата на винта. Аеродинамичните характеристики на профила коефициента на подъемна сила c_L и коефициента на челно съпротивление c_D са функция на числото на Рейнолдс Re и числото M . Тези коефициенти се изменят по дължината на лопатата. За да се получи консумираната от винта мощност, трябва да е известен коефициентът на челно съпротивление на всеки елемент от сечението на лопатата. Челното съпротивление е равно на:

$$D = \frac{1}{2} \rho (\Omega y)^2 c c_{d_0}, \quad (1.20)$$

където c_{d_0} е коефициентът на челно съпротивление при нулева подъемна сила, който в това равенство е приет за постоянен за всяко сечение на лопатата, а c и y е означено разстоянието от центъра на въртене до съответния елемент от сечението на лопатата. Тогава консумираната мощност е равна на:

$$P_0 = \frac{1}{8} \rho N_b \Omega^3 c c_{d_0} R^4. \quad (1.21)$$

Аналогично, коефициента на консумирана мощност може да бъде изразен с:

$$c_{p_0} = \frac{1}{8} \left(\frac{N_b c R}{A} \right) \cdot c_{d_0} \quad (1.22)$$

където $A = \pi R c$ е площта на диска на винта, а отношението

$$\sigma = \frac{N_b c R}{\pi R} \quad (1.23)$$

е коефициент на запълване за диска на винта и представлява отношение на площите на лопатите към площта на диска на винта. В [65] е отбелязано, че обикновено стойността на σ за хеликоптерни винтове е в диапазона 0.07 до 0.12.

Теория на Фруд-Ранкин приложена за винта в режим на хоризонтален полет

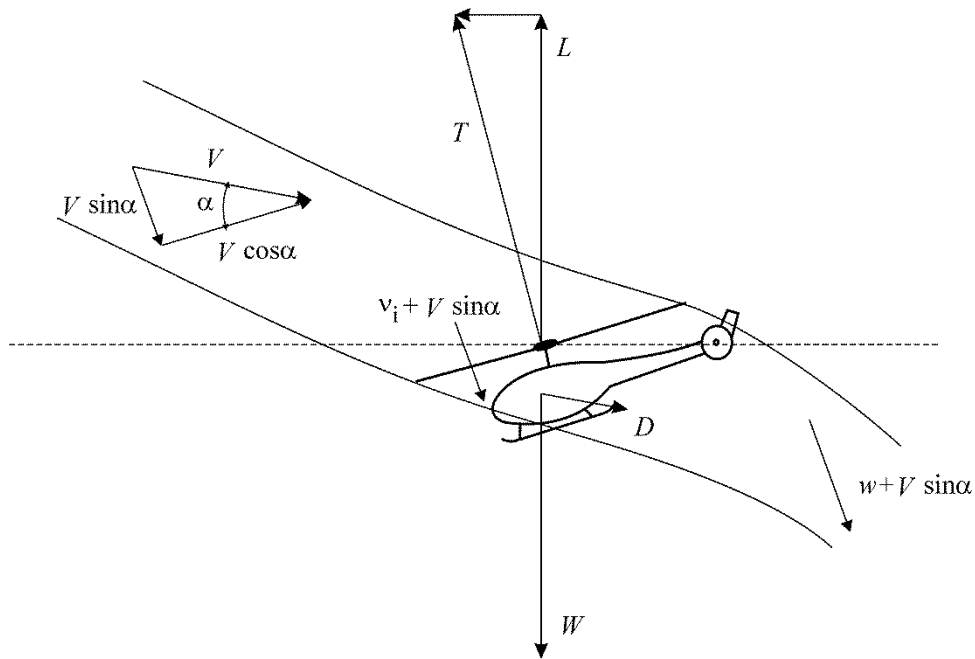
При този режим потокът през винта вече не е ососиметричен. За първи път този модел е предложен от Глауерт [65]. Моделът на потока през винта е показан на фиг. 1.4.

Както и в режима на висене по-горе, количеството флуид през винта може да бъде изразено аналитично чрез:

$$\dot{m} = \rho A U, \quad (1.24)$$

където U е резултантната скорост на диска и е равна на:

$$U = \sqrt{(V_\infty \cos \alpha)^2 + (V_\infty \sin \alpha + v_i)^2} = \sqrt{V_\infty^2 + 2V_\infty^2 v_i \sin \alpha + v_i^2}. \quad (1.25)$$



Фиг. 1.4 Модела на течението на винта за режима по зададена траектория на полета според Глауерт

Прилагайки закона за съхранение на количеството на движение, теглителната сила за винта е:

$$T = \dot{m}(w + V_{\infty} \sin \alpha) - \dot{m}V_{\infty} \sin \alpha = \dot{m}w . \quad (1.26)$$

Аналогично мощността за винта се получава, като се приложи закона за съхранение на енергията и тя е равна на:

$$P = (T v_i + V_{\infty} \sin \alpha) = \frac{1}{2} \dot{m} (2 V_{\infty} \sin \alpha + w^2) . \quad (1.27)$$

Ако последните две уравнения се приравнят се получава, че $w = 2v_i$, което всъщност представлява същия резултат получен и изложен по-горе за приложението на теорията в режим на висене. Замествайки последното равенство в (1.26) се получава, че:

$$T = 2\dot{m}v_i \quad (1.28)$$

Отчитайки, че скоростта в режим на висене е равна на нула $V_{\infty} = 0$ и предвид (1.28), следва, че теглителната сила на винта има вида:

$$T = 2\rho A v_i V_{\infty} \quad (1.29)$$

Но в режим по зададена траектория на полета, съгласно последните две уравнения, теглителната сила на винта е:

$$T = 2\rho A v_i \sqrt{(V_{\infty} \cos \alpha)^2 + (V_{\infty} \sin \alpha + v_i)^2} . \quad (1.30)$$

От (1.6) стойността на допълнителната индуцирана скорост на течението за режим по зададена траектория на полета е:

$$v_h = \frac{v_h^2}{\sqrt{(V_\infty \cos \alpha)^2 + (V_\infty \sin \alpha + v_i)^2}}. \quad (1.31)$$

В случая може да се използва отношението на скоростта на полета към ъгловата скорост на въртене на винта, което е означено с μ и е равно на $\mu = V_\infty \cos \alpha / \Omega R$. Аналогично отношението λ е равно на:

$$\lambda = (V_\infty \sin \alpha + v_i) / \Omega R. \quad (1.32)$$

В разгърнат вид (1.32) има вида:

$$\lambda = \frac{V_\infty \sin \alpha}{\Omega R} + \frac{v_i}{\Omega R} = \mu \tan \alpha + \lambda_i. \quad (1.33)$$

Тогава индуцираната скорост за режим по зададена траектория на полета изразена чрез (1.31) е равна на:

$$\lambda_i = \frac{\lambda_h^2}{\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}}. \quad (1.34)$$

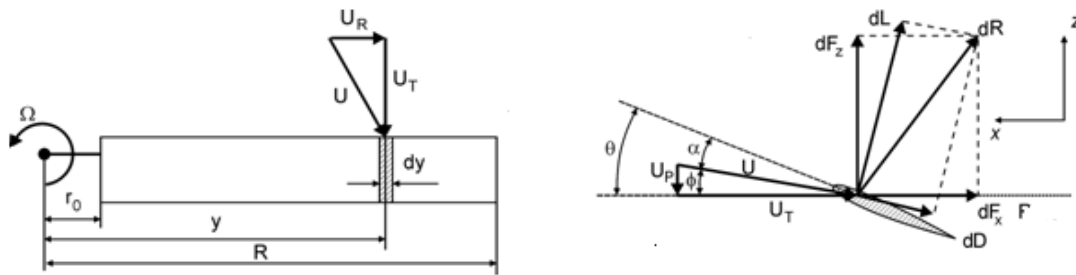
Следователно отношението на индуцираните скорости за режим по зададена траектория на полета се изразява окончателно със следното равенство:

$$\lambda = \mu \tan \alpha + \frac{c_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}}. \quad (1.35)$$

За да се постигне максимално отношение $\frac{c_T}{\sigma}$ и за да се избегнат условията на откъсване на течението, както и за да се получат относително точно аеродинамичните характеристики, е удачно да се използва *теорията за елемент от сечението на лопатата (ВЕТ)*.

1.3.2. Теорията за елемент от сечението на лопатата (ВЕТ).

Теорията за елемент от сечението от лопатата е била разработена от Фруд, който приема, че всеки елемент от сечението на лопатата може да бъде разгледан като тънка пластина [119]. По-късно, ВЕТ теорията е била подобрена от Drzwiecki [65] за анализ на самолетни витла. В тази теория няма никакво взаимодействие между близките сечения на всеки от елементите на лопатата. Приема се, че всяко сечение от лопатата може да бъде разгледано като крилен профил, [2]. Изчисляването на аеродинамичните характеристики на всяко от сеченията от елемента на лопатата е трудна задача, защото трябва да се пресметне разпределение на индуцираното скоростно поле на течението върху всеки елемент от лопатите на винта, [65]. Задачата за изчисляване на аеродинамичните характеристики на всеки елемент от сечението на лопатата се опростява, ако се приеме фактът, че законът на разпределението на индуцираните скорости по повърхността на лопатите е линеен. Пресмятайки допълнителните индуцирани скорости от струята на течението през винта, могат да бъдат изчислени силите и моментите, а също и мощността на винта.



Фиг. 1.5 Схема на компонентите на скоростта и аеродинамичните сили, действащи на елемент от сечението на лопатата на винта

На фиг.1.5 е даден елемент от сечението на лопатата, обясняващ нагледно концепцията на ВЕТ теорията. Основния принцип на ВЕТ теорията е разглеждането на всеки отделен елемент от сечението на лопатата на винта, на който да се намерят съответно аеродинамичните сили dL и dD . Аеродинамичните сили действащи на всеки елемент от сечението на лопатата се пресмятат чрез скоростта и ъгъла α действащи нормално на атакуващия ръб на всяко сечение. Обикновено, влиянието на радиалната компонента на скоростта U_R върху подемната сила dL се пренебрегва поради допускането, че всяко от сеченията на лопатата действа независимо. Но, ВЕТ теорията отчита влиянието на U_R върху силата на челно съпротивление dD действаща на лопатата, когато хеликоптерния винта работи в условия на режим по зададена траектория на полета. Намирайки аеродинамичните характеристики на всяко от сеченията на лопатата действащо като 2-D крилен профил, ВЕТ теорията дава възможност да се изчислят подемната сила и въртящия момент на всяко от сеченията на лопатата. Ъгълът на протичане ϕ се променя, поради възникването на допълнителната индуцирана скорост на струята. Следователно тази индуцирана скорост v_i променя направлението на вектора на скоростта на струята и така се променя ъгъла на атака α на всяко от сеченията на лопатата. Индуцираната скорост v_i на струята също така променя и направлението на вектора на подемната сила, който според действия перпендикулярно на резултантната скорост U за всеки елемент от сечението на лопатата, фиг.1.5. По този начин се пресмята мощността за въртене на вала на винта. След намиране на аеродинамичните сили действащи на всяко от сеченията на лопатата, ВЕТ теорията дава възможност чрез интегриране да се изчисли натоварването по дължината на цялата хеликоптерна лопата.

ВЕТ теорията е мощен инструмент, който може да бъде използван за анализ на проблемите свързани с аеродинамиката на хеликоптерните винтове. ВЕТ теорията формира основата на съвременните числени методи използвани днес за изчисляване на натоварването на хеликоптерните лопати и за аероеластичен анализ на лопатите на винта. Също така ВЕТ теорията дава възможност да бъдат изчислени не ососиметричните натоварвания върху хеликоптерните лопати при хоризонтален полет на хеликоптера. Допускането за установен поток е достатъчно за постигането на задоволителни резултати по отношение на отчитането на основните характеристики на винта и стойността на индуцираните скорости от струята. Обаче, трябва да се отчита и факта, че при определен режим на работа на носещия винт като хоризонтален

праволинеен полет на хеликоптера с ниска скорост, се наблюдава завихряне на потока след винта, в резултат на което разпределението на индуцираните скорости върху диска на винта се променя. Отчитането полето на индуцираните скорости по диска на винта е трудно да бъде извършено с ВЕТ теорията поради сложността на полета на течението и допускането, че потока е установен. Ето защо се прибегва до т.нар. комбинирана теория или теорията за „изолираните“ сечения на елемент от лопатата (ВЕМ).

1.3.3. Теорията за „изолираните сечения“ на елемент от лопатата (ВЕМ).

Теорията за „изолираните сечения“ на елемент от лопатата (ВЕМ) за режим на висене

Теорията на „изолираните“ сечения на елемент от лопатата на винта (ВЕМ) за режим на висене е хибридна, която комбинира основния принцип на теорията за елемент от сечението на лопатата (ВЕТ) с метода на активния диск (Momentum method). В случая се приема, че всяка секция на лопатата е разделена на определен брой независими елементи, действащи като 2-D аеродинамичен профил, който създава аеродинамични сили и моменти. Натоварването върху диска на винта може да бъде представено като натоварване от линейно разпределени сили. Прието е допускането, че лопатата е твърда, т.е. не се отчита нейната еластична структура, затова и закона на разпределение на натоварването върху нея е линеен. ВЕМ теорията е показала добра точност по отношение на разхода на време и точност на резултатите. Но самостоятелното използване на ВЕМ не дава възможност да се прецени точно влиянието на сложното махово и постъпателно движение на лопатите върху промяната на аеродинамичните сили, [65]. Тъй като между движението на лопатите и изменението на аеродинамичното натоварване върху тях има пряка връзка, тези проблеми трябва да бъдат решени съвместно, което е недостатъчно само с ВЕМ. Ето защо, за да може да се изчислят стойностите на допълнителните индуцирани скорости от струята на винта, както и деформациите и преместванията на хеликоптерните лопати поради сложното им движение се използват друг вид методи като например вихровите методи или числените подходи комбинирани с ВЕМ.

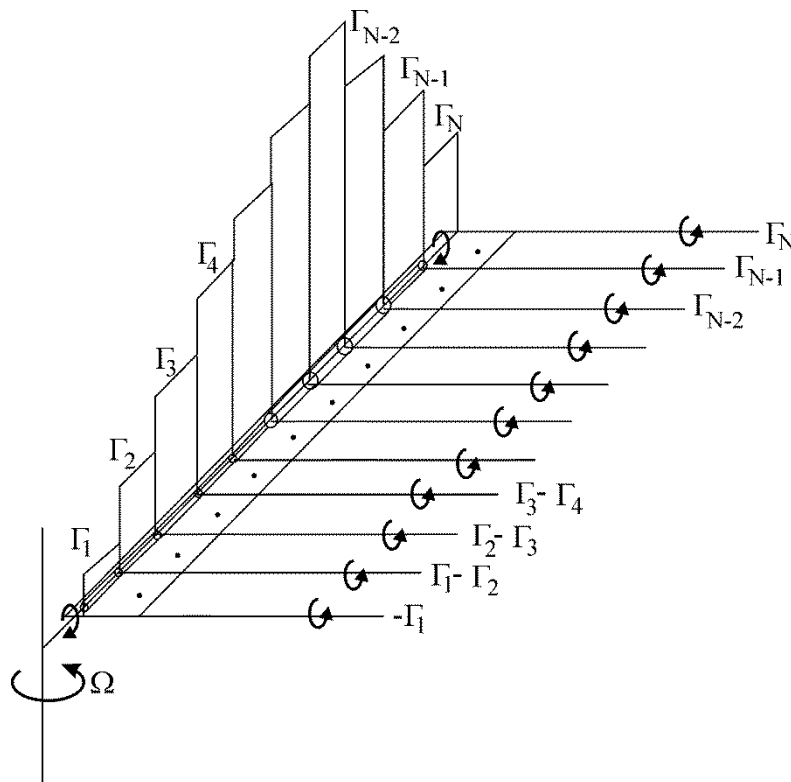
1.3.4. Метод на носещата линия

В класическата теория на носещата линия се разглежда плоско неподвижно крило с голямо удължение в установен поток. Потокът по самото крило е плоскопаралелен и затова аеродинамичните характеристики на профилите по разпереността му не се променят в сравнение с характеристиките на двумерните крилни профили, [1]. Потокът около крилото с крайна разпереност обаче има пространствен характер [1]. Поради разликата в налягането по долната и горната повърхност на крилото, започва протичането на въздуха по страничните ръбове на крилото, и като резултат възниква движение на въздуха. Движението на въздуха от долната повърхност на крилото е насочено от основната към крайните хорди, а на горната му повърхност – от краищата към основната хорда, [1]. Двата потока зад крилото си взаимодействат, а това предизвиква въртеливо движение на въздушните частици в резултат на което се образуват вихри, които се отделят от задния ръб на

крилото. Тези вихри се ориентират по посока на потока във вид на непрекъсната вихрова повърхност, наречена свободна вихрова пелена, [1]. Редица изследвания показва, че тази вихрова пелена е неустойчива и на малко разстояние зад крилото тя се свива във формата на два вихрови шнура, [1]. Протичането на въздуха през краищата на крилото предизвиква преразпределение на налягането по повърхността му, а наличието на свободната вихрова пелена формира т.нар. допълнителни или индуцирани скорости на потока около крилото. Основната задача на метода на носещата линия се състои в определяне зависимостта на индуцираната скорост v_i от разпределението на натоварването по разпереността на крилото. Най-простият методът на носещата линия приема, че разпределението на допълнителните индуцирани скорости в резултат на свободната вихрова пелена е постоянно по разпереността на крилото. Така приемайки тази линеаризация, метода на носещата линия осигурява начин да се намери аеродинамичното натоварване върху крилото.

В метода на носещата линия, приложен за лопатите на носещия винт, натоварването върху лопатите е представено като система от вихри с интензивност Γ_i и че те са позиционирани на $\frac{1}{4}$ от хордата c , фиг.1.6. Според теоремата на Кута-Жуковски подемната сила за елемент от лопата се определя от:

$$dL(y) = \rho V(y) \Gamma_b(y) dy. \quad (1.36)$$



Фиг. 1.6 Модел на лопатата представящ близката струя на течението разпространяваща се от хеликоптерните лопати

В [65] се приема, че течението около винта е несвиваемо и безвизкозно. Тъй като вихровата нишка не може да завършва в потока, според втората теорема на Хелмхолц,

тя се разпространява в струята на течението под формата на свободен вихър, който е с постоянна интензивност. Подемната сила, която се получава от въртенето на лопатите на винта се приема, че е резултат от разпределения присъединен вихър с променлива интензивност по дължината на лопатата. Интензивността на присъединения вихър е първата производна на циркулацията на течението $\Delta\Gamma$.

В линеаризираните вихрови модели, вихровата пелена се състои от хеликоидални вихрови линии, простиращи се зад лопата. В случая, когато се разглежда неподвижно крило, деформацията на вихровата пелена и свързването на краищните вихри обикновено може да се пренебрегне, защото елементите на вихъра се отнасят надолу по потока и се отделят от крилото. Въртящата се лопата, напротив, постоянно се приближава към елементите на вихровата пелена, принадлежаща на предходната лопатата на винта. Ето защо индуцираните скорости на лопатите са задължително по-големи. За много режими на полета трябва да се отчита деформацията на вихровата следа. Методът на носещата линия дава възможност да бъде изчислена средната индуцирана скорост v_i чрез закона за съхранение на количеството на движение. Въпреки това, този метод не дава достатъчно точни резултати са стойностите на v_i особено при високи скорости на въртене на винта, когато е възможно да се получи взаимодействие между върха на лопатата и вихъра образуван от предходната лопата. Затова се прибегва до друг вид аеродинамични теории или числени методи.

При численото решение, свободната вихрова пелена обикновено се заменя със система от свързани вихрови елементи които са еквивалентни на предположението за постепенно изменение на интензивността на присъединения вихър по азимута и по радиуса. При подходящ избор на точките, в които се изчисляват индуцираните скорости, могат да бъдат получени достатъчно точни резултати. Периодично приближаващият се свободен вихър, създаден от другите лопатите, води до това, че аеродинамичното натоварване силно се изменя във времето.

1.3.5. Панелни методи

Същността на панелните методи, използвани за решаване на проблемите на хеликоптерните носещи винтове, е изяснена достатъчно точно в източници [23,70-84,85,89,105,106,110-113,]. Според [121] панелните методи използват теорията на смущението, за да се реши линеаризираното уравнение за движение описващо потенциално течение при неизвестна форма на струята. При повечето от работите за хеликоптерен винт се допуска, че потокът е несвиваем и безвискозен без други апроксимации, [50,51,54,64,69,70,93]. Панелните методи не са удачни от гледна точка на това, че се налага допълнително пресмятане на граничния слой. При пресмятането на граничния слой, там където е възможно откъсване на течението, се прави на границата на възникване на вихровата следа, [32]. Приложението на панелния метод с изчисляване на граничния слой е използвано от Maskew, Dvorak [73] и Costes [27], за да се изчисли максималната подемна сила на лопатата на винта. Freeman [45,46] е изчислил индуцираните скорости на следата от натоварването на носещия винт и геометрията на следата, включвайки тези скорости в граничните условия за

повърхността на тялото. Clark и Maskew [23,25] са моделирали винта като система от тънки пръстеновидни крилни профили с интензивност на източниците (за индуцираната скорост) и диполи (за натоварването) и със следа от окръжност. При приложението на този модел [23,25], численият подход за решение е добър за случаите, в които струята на винта се отделя от тялото. Сравненията, които са направени между измерените скорости и наляганията за винта или за комбинацията винт-тяло, предполагат анализ на неустановеният поток, [48,49].

Почти всички приложения на панелните методи за хеликоптерни носещи винтове са били за режим на висене, което всъщност представлява решаване на проблемите на установен поток. Предвид факта, че реалното течение през винта е свиваемо, приложението на панелните методи за случая е ограничено, тъй като те позволяват само анализ на несвиваемо течение, [95],[96].

1.3.6. Числени CFD методи

Друг тип методи, които се използват за моделиране на струята на течението около носещия винт на хеликоптера и за решаването на проблемите, свързани с аеродинамиката му са CFD методите. Те са основани на численото решение на уравненията на Ойлер/Навие-Стокс, приложени за цялото поле на течението около струята на винта. CFD методите са добро решение, когато целта е да бъдат отчетени характерните особености на струята на течението през винта, като например наличието на вихри. Те дават много добра точност при изчисляване на аеродинамичните характеристики и картина на потока след изследваните обекти, но изискват време и голяма изчислителна мощност. С развитието на изчислителната техника все повече и повече се разчита на CFD методите.

CFD методи са затруднени при моделиране на струята на течението от гледна точка на отчитането на вихри в струята [84]. Ето защо се използват различни типове мрежи за подобряване на точността на решението: плъзгащи се мрежите [24],[26],[38]; адаптираните мрежи [44], неструктурираните мрежи [29] и схеми за дискретизация на числените уравнения от по-висок порядък [62],[63],[86-88]. Обаче решаването на редица практически проблеми е доказало факта, че нито един от гореспоменатите похвати не е напълно задоволителен за подобряване на числената симулация и полученото решение. Употребата на съвременните CFD методи все още не позволява да се даде достатъчно точна и подробна картина на полето на течение около винта. В някои случаи, когато се изисква висока точност на решението, прилагането на тези методи води до оскъпяване на процеса на решение и изискването на голямо изчислително време и мощен компютър.

В основата на численото моделиране на обектите използващи методите на числената аеродинамика стои решаването на определен брой обикновени диференциални уравнения (ОДУ) и частни диференциални уравнения (ЧДУ), чрез които се описват теченията и явленията, отнасящи се към тях. Тези уравнения не могат да бъдат решени аналитично и за да се получи приблизително числено решение се използват методи за дискретизация, които апроксимират диференциалните уравнения с

помощта на разностни схеми. Основните методи за дискретизация, които се налагат в CFD са метод на крайните разлики (МКР), метод на контролните обеми (МКО) и метод на крайните елементи (МКЕ). Апроксимациите се реализират в малки елементи от пространството и времето, така че числените решения дават резултати в определени точки в рамките на изчислителното време. В зависимост от направените допускания, CFD методите притежават някои предимства:

- Висока точност на численото решение;
- Възможност за изследване на явленията възникващи при обтичането на носещия винт, там където контролирането на експеримента е затруднено;
- Възможност за изучаване на динамиката на винта в опасни режими на работа, резултатите от които биха послужили за подобряване аеродинамиката на хеликоптера.

Въпреки това CFD методите не могат напълно да заместят експерименталните изследвания, тъй като въпреки мощните компютърни техники, машинното време за изчисление все още е голямо и при изграждането на изчислителната мрежа на обектите възниква необходимост от опитен и квалифициран потребител. Поради това CFD методите за сега намират ограничено приложение в първоначалния етап на проектиране на обектите. Прилагат се главно като средство за анализ.

Програмни продукти, използвани при изследване на аеродинамиката на носещия винт.

Днес се използват редица програмни продукти за числено моделиране и симулация на обекти, респективно за случая на носещия винт на хеликоптера. Най-известни и разпространени, от които са следните:

- TURNS на NASA
- ELSA на ONERA
- FLOWer на Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt
- ANSYS Fluent
- ANSYS CFX

Според [42] до момента са развити и утвърдени някои подобрени програмни продукти за анализ на потока през хеликоптерните носещи винтове като например CAMRAD II [56,57], 2GCHAS [66,67,104,109,118], RDYNE [107], COPTER [28], UMARC [11,21] и CAMRAD/JA [55]. Сред цитираните програмни продукти, най-напреднали са CAMRAD II и 2GCHAS, които имат значителни изчислителни възможности, позволяващи да се получи решението за обекти със сложна геометрия. Програмният код CAMRAD II има предимство в област на динамиката, за да улесни изследването и решението на проблемите на обектите със сложна геометрия [7,99,100] .

Сред различните програмни кодове за анализ на динамиката на хеликоптерите, CAMRAD II е един от най-широко използваните най-вече в САЩ и в Япония. Този програмен продукт е по-успешен в сравнение с неговите конкуренти по отношение на съответствието с експерименталните данни. Програмният код 2GCHAS също е подложен на значително усъвършенстване през последните пет години и резултатите показват общо задоволителна работа, при широк обхват от проблемите на хеликоптерите. Модифицираната и подобрена версия на 2GCHAS кода в последно

време е достъпна и за граждански потребители. 2GCHAS има допълнително предимство, тъй като е способен да работи и с операционната система Linux [97,99].

Програмният код UMARC разработен в Университета в Мериленд има също така широк и успешен спектър на приложение, но основно се използва за учебни цели.

1.4. Методи, приложими за изследване на аероеластичното поведение на носещия винтове с еластични лопати.

Обширен преглед на проблема с аероеластичността на носещия винт е бил представен от Friedmann в [42]. В [121] е изложено подробно и хронологично разглеждане на проблемите, свързани с маховото движение на лопатата в режим на висене и режим по зададена траектория на полета, подчертавайки нелинейната природа на проблема при разглеждане на аероеластичната устойчивост на безшарнирната лопата на носещия винт. Разгледана е геометричната нелинейност, поради деформацията на лопатата при въртене на винта. В [116,117] е показан начин за моделиране на безшарнирна хеликоптерна лопата с отчитане на деформациите в резултат на нейното огъване и усукване.

В [59] проблемите свързани с нестационарната аеродинамика на носещия винт на хеликоптера, включително динамичното откъсване на потока по повърхността на винта, са били разгледани съвместно с решението на проблемите, свързани с неговата аероеластичност. В [42] и [43] са разгледани съвместно проблемите на ЛА със въртящи се части и тяхното решение чрез МКЕ и решаването на проблемите на комбинацията тяло-носещ винт. Друго подробно изследване, направено от Ormiston [91],[92],[114] разглежда аероеластичността на безшарнирен, еластичен носещ винт, в режим на висене от експериментална и от теоретична гледна точка. В източник [115] е описано проведеното изследване за безшарнирен, еластичен носещ винт в режим на хоризонтален праволинеен полет от експериментална гледна точка.

Проблемите свързани с аероеластичната устойчивост играят важна роля при проектирането на носещия винт. В повечето от цитираните по-горе литературни източници е обобщено, че от съществено значение е да бъде даден отговор на проблемите свързани с аероеластичността на винта, причина за силните вибрации на хеликоптера, както и да се пресметне динамичното натоварване. В [2,3], Johnson е направил проучване относно проблемите за аероеластичната устойчивост на винтовете, видът и природата на вибрациите им. Като резултат от преглед на неговите статии, Friedmann в [42] е разгледал принципните тенденции в решаването на подобен род проблеми, наблягайки на нови методи за решение на проблемите, свързани с аероеластичността на винтовете. В [42] е посочено, че в последните две десетилетия се наблюдава значителен напредък, който е постигнат за решаване на проблемите на аероеластичността при режима по зададена траектория на полета за хеликоптерите, като например: анализ на двойката тяло-носещ винт, структурна оптимизация и употреба на активни методи на контрол за намаляване на нивото на вибрациите и увеличаване на устойчивостта.

Подробен доклад например е [91], който съдържа детайлен преглед на теоретичните и експериментални тенденции в решаването на проблема за

аероеластичната устойчивост на хеликоптерите и ЛА с отклоняващи се носещи винтове, произведени със спонсорството на Армията на САЩ/NASA през периода 1967-1987, които са били проектирани от Ormiston, Warmbrodt, Hodges и Peters. Ключови идеи и тенденции, които са посочени в [91] са структурирани в четири определени области: 1) ролята на геометричната нелинейност на носещия винт; 2) структурното моделиране на композитни лопати; 3) проблемите на комбинацията винт-тяло и методите за контрол; 4) възможността за контролиране на вибрациите в хеликоптера, което като проблем е разгледано от Friedmann в [31,42,43]. По същото време Чорга [22] изследва състоянието на нивото на аероеластична устойчивост на хеликоптерните лопати, включително надлъжното махово движение; страничното махово движение, усукването и огъването на лопатата при извършваните от нея махови движения. Напредъкът в аеромеханичния анализ на безшарнирния носещ винт с композитни лопати, предвид азимуталното положение на лопатите, също е обект на разглеждане в [22].

Проблемът свързан с аероеластичността на носещият винт може да бъде разделен в две направления: този за режим на висене и режима по зададена траектория на полета. В режим на висене уравненията за движение имат постоянни коефициенти, а при режима по зададена траектория на полета уравненията за движение имат коефициенти, които се изменят в зависимост от времето t . Нелинейността на ЛА с носещи винтове или фиксирано крило, предполага че съществува връзка между проблемите с аероеластичността и полетните условия на целия хеликоптер, като това зависи от пространственото положение на носещия винт. Границите на аероеластична устойчивост могат да бъдат получени от линеаризираните уравнения за движение за носещия винт когато е балансиран, които са определени от съвместния тримерен и аероеластичен анализ. В режим на висене, анализът на собствените честоти и форми на лопатата е бил използван, за да се получат границите на аероеластичната устойчивост на винта в режима по зададена траектория на полета, които обикновено са определени от теорията на Floquet (4,8), [42], [30].

В последните години особено внимание се отделя на структурното динамично и аероеластично моделиране на композитни лопати на носещия винт. Най-важните изисквания при моделирането на композитни лопати на винта на хеликоптера е способността да се представи напречната срязваща деформация, т.е деформирането на напречното сечение на лопатата и еластичната връзка, която се наблюдава, причинена от анизотропията на материала, в допълнение на адекватното представяне на геометричната нелинейност на лопатата. Един от най-ефективните подходи за моделиране на основният тримерен, геометрично нелинеен еластичен проблем, свързан с лопатите, е да се раздели на два: 1) геометрично нелинеен, едномерен проблем на гредата по посока на дължината на лопатата и 2) двумерен, еластичен, линеен проблем, при който деформирането на лопатата от огъване и свойствата на напречното ѝ сечение във всяко положение по нейната дължина са определени, [37],[39]. Този двуетапен подход на решение е бил приложен от Kosmatka и Friedmann [61] и обобщен от Atilgan и Hodges в [6] и Cesnik [16,17,18,52,53].

1.4.1. Метод на Майклстед-Холцер

Основата на този метод е представянето на изследвания конструктивен елемент като съставен от отделни части на брой твърди маси със свързани помежду си елементи. Когато се разглежда хеликоптерна лопата се прави дискретизация в серия от елементи, при която всеки от тях се състои от безмасов еластичен гредови елемент и концентрирана масова точка. Техниката на решението е да се състави преносна матрица, отнесена към състоянието на променливите в точката от възела, определена от един елемент на гредата към тези с подобна дефинирана точка в следващият гредови елемент. По подробно разглеждане на метода е дадено в [6,10,12,18].

1.4.2. Колокационен метод

Един подходящ метод за решаване на задачите на аероеластичността е колокационния метод. При него уравненията на аероеластичността, представени чрез интегрални уравнения се свеждат до алгебрични матрични уравнения, при проблеми свързани със статичната устойчивост, и обикновени диференциални уравнения при динамичната устойчивост. За целта се определят коефициентите на влияние в определен брой точки по радиуса на лопатата в [10].

1.4.3. Метод на крайните елементи

Методът на крайните елементи (МКЕ) е подобрене на колокационния метод. Принципът на този метод се състои в следното, [10]:

1. Уравненията за движение, които са получени, използват *принципа на Хамилтън* като отправна точка:

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W) dt = \Delta = 0, \quad (1.37)$$

където $\delta U, \delta T, \delta W$ са съответно вариациите на енергията на опън, на кинетичната енергия и на работата, която е била извършена.

2. За проблемите на лопатата деформираното състояние се описва с три или четири компонента: три трансляции ω, ϑ, u и една ротация Φ . Всичките тези компоненти е прието да бъдат постоянни функции на дължината на лопатата.
3. Структурата на лопатата е дискретизирана, т.е представена като „съвкупност от крайни елементи”, в които границите на тези елементи или на частите от тях са означени като „възли”. Деформираното състояние на възлите, от които е изградена лопатата се описва с компонентите ω, ϑ, u , за които е прието че са съответно степени на свобода на системата.
4. Разпределенията на преместванията (u, ϑ, Φ) и т.н. над всеки от елементите, са представени като членове на възловите премествания, използвайки подходящи форми на функциите. Подобен подход е итеративният подход, използвайки полинома на Hermite за функциите на формата.
5. Като се използва функцията на формата се получават виртуалните премествания $\delta\omega, \delta\vartheta, \delta\Phi$ за i -тия елемент.
6. Тогава пълната математическа вариация дадена от принципа на Hamilton ($\Delta = 0$) се състои от n разделени участъци за всеки от крайните елементи.
7. Глобалните матрици се получават от събирането на матриците на отделните елементи. Всичките три вектора са формирани, комбинирайки съответно

компонентите от всеки елемент. Глобалният вектор на степените на свобода е означен с $\{q\}$, векторът на глобалното виртуално пространствено преместване е $\{\delta q\}$ и глобалния вектор на натоварването е означен с $\{Q\}$. Величините $[M(q)]$, $[C(q)]$, $[K(q)]$ представляват матриците за инерция, демпфиране и коравина. Тъй като виртуалните премествания $\{\delta q\}$ са произволни, то крайното уравнение за движение е:

$$[M(q)]\{\ddot{q}\} + [C(q)]\{\dot{q}\} + [K(q)]\{q\} = \{Q\} \quad (1.38)$$

Матричното уравнение дава възможност да се намерят собствените честоти и форми и да се направи деформационен анализ на лопатата.

1.4.4. Програмни продукти, използващи МКЕ и приложими за изследване на носещия винт на хеликоптер.

Прилагането на МКЕ в различни видове програмни пакети разширява възможностите за моделиране на различни по степен на сложност обекти, респективно системи от различен характер. Някои от по-широко разпространените програмни пакети с основа МКЕ, и приложими за изследване на поведението на носещите винтове на хеликоптерите и за изучаване на проблемите свързани с тях са следните:

- ANSYS
- NASTRAN
- ADAMS
- ABAQUS

и други.

По-детайлно запознаване с вида на приблизителните аеродинамични модели на винта и техните приложения за решаване на проблемите, свързани с аероеластичността на хеликоптерните винтове ни дава прегледа на [42]. В последния също е посочен и разгледан вида на използвания модел на ONERA за динамичното откъсване на потока около винта и обединяването му с анализа на проблемите, свързани с аероеластичността. За запознаване със съвременните активни системи за контрол на носещия винт и за стабилизация на неговите аеромеханични и аероеластични явления може да се посочи [121]. В него са отразени начините и способите използвани за намаляване на нивото на вибрациите на винта и шума. В [94] е показан практически числен метод за решаване на проблемите на аероеластичността на хеликоптерните лопати в етапа на проектиране. Докато в [102] е описан обобщен метод за моделиране и предвиждане на натоварванията върху винта и взаимодействието му с тялото. В [103] са показани аеродинамичните характеристики на крилни профили с цел анализ на аеродинамиката на вятърни турбини.

1.5. Предимства и недостатъци при използването на аеродинамичните методи.

В раздел 1.3. и 1.4. са дадени ключовите аспекти при изследване на аеродинамиката на хеликоптерните винтове, с отчитане на вискозните ефекти на следата, особено при откъсване на потока.

Теорията на „изолираните сечения“ на елемент от сечението на лопатата (BET) изчислява силите, които действат на лопатата. Предполага се, че всяко сечение на лопатата работи като крилен профил в двумерния поток, а влиянието на останалите

части на винта е отчетено чрез индуктивния ъгъл на атака на сечението. Следователно за решение на задачата е нужно да се намерят индуцираните скорости на диска на винта, но самостоятелно използването на ВЕТ не е недостатъчно. Това може да бъде направено и чрез използването на импулсната теория или вихровите методи които отчитат нестационарността на полето на потока и полето на индуцираните скорости от струята.

Вихровите методи представляват начин за изследване работата на носещия винт и в основата им стоят законите на хидродинамиката. Тук се използва формулата на Био-Савар и теоремата на Келвин и Хелмхолц за определяне на скоростите на винта. Потокът през хеликоптерния винт е заменен от поток през еквивалентна система от въртящи се присъединени вихри заменящи лопатите на винта и свободна вихри, представяща вихровата следа.

Според това как представят повърхността на лопатата, вихровите методи са метод на носещата линия и панелни методи (метод на носещата повърхност). *Методът на носещата линия* е широко използван и достъпен, но при него се правят някои апроксимации и допускания. Като недостатък на *методът на носещата линия* в литературата се отбелязва, че той не може да бъде основен при анализа на струята на винта, но може да служи като отправна точка за опростени модели за качествен или аероеластичен анализ. В *панелните методи* също не може да се реализира точен модел на разпространение на струята на винта и взаимодействието му с тялото.

Според начина на моделиране на следата има два вида *вихрови методи*: 1) с предписана следа и 2) със свободна следа. Като най-точни за анализ на нестационарното течение през винта са вихровите методи със свободна следа на течението. При този метод формата на вихровата следа се получава в хода на решение на задачата.

Вихровите методи са трудно приложими при свиваем поток. Не се взема предвид влиянието на вискозната дисипация върху следата на винта и е почти невъзможно да се отчете интерференцията на вихрите с тялото или опашния винт.

Уравненията на Ойлер могат да се използват за пресмятането на свиваем поток, като в такъв случай те трябва да бъдат решени за безвискозен и изоентропичен поток. Уравненията на Ойлер, дават възможност да се направят пресмятания на някои параметри на потока, но ако се отчетат вискозните ефекти трябва да се решат уравненията на Навие-Стокс.

От направения преглед на литературните източници по-горе става ясно че теорията на „изолираните крилни сечения“ (ВЕТ) и теорията на активния диск, дадени като приложими в етапа на предварителните изчисления на аеродинамичните характеристики на носещия винт имат задоволителна точност. Въпреки това, поотделно използвани, те не са достатъчни за решаване съвместно на проблемите на винтовете свързани с отчитане на аероеластичността.

1.6. Проблеми, свързани със съвместното куплиране на аеродинамичните методи и структурните подходи за изследване на аероеластичното поведение на носещия винт.

Първият проблем: Аеродинамичните теории, които са изложени, са за случаи на идеално натоварване на лопатите, т.е. за идеален носещ винт с недеформируеми лопати. В полет, на хеликоптерните лопати на винта действат, както аеродинамични така и инерционни сили. Тези сили деформират хеликоптерните лопати и като резултат, разпределението на аеродинамичните сили по тяхната повърхност се променя. Новото разпределение на аеродинамичните сили деформира лопатата. Като допълнение, деформирането на лопатата променя отново аеродинамичното натоварване по повърхността. Следователно, за да се изследват напълно проблемите на аероеластичността на хеликоптерните винтове трябва да се отчетат, както структурата на лопатите така и аеродинамиката на винта. Маховото движение на лопатите от своя страна допълнително усложнява проблемите, свързани с аероеластичността. Използването само на числени методи с един изчислител дава добра точност на решението, но изисква голяма изчислителна мощност и се наблюдават трудности при деформиране на изчислителната мрежа, за да се симулира движението на лопатата.

Вторият проблем е как да се осъществи връзката между аеродинамичния модел и крайно-елементния модел на носещия винт, включващ маховите движения и еластичните деформации на лопатите и тяхното влияние върху струята на винта.

Актуалността на проблема се състои в това, че в случая е предложен числен подход, който дава възможност да бъдат обединени два изчислителя (аеродинамичен и структурен) за решаване на проблема с динамиката и аероеластичността на винта, всеки от който е адаптиран към неговата специфична система от уравнения, използвани с цел решаване на поставената задача.

1.7. Цел и задачи на дисертационния труд

В резултат на проучването и набелязаните проблеми в литературния обзор е формулирана следната цел на дисертационния труд: ***да се изследва динамиката на шарнирен носещ винт на хеликоптер с подходящи аеродинамичен и структурен модел.***

За постигане на целта на дисертационния труд е необходимо да бъдат решени следните задачи:

1. Създаване на подходящ аеродинамичен модел на базата на съвременните CFD методи, комбиниран с някоя от класическите аеродинамични теории, така че да се запази неговото бързодействие, но да се получи също картината на реалното течение около и зад носещия винт.
2. Създаване на крайно-елементен модел на шарнирен носещ винт за изследване на динамиката с отчитане на еластичните деформации на лопатите.
3. Свързване на аеродинамичния модел с крайно-елементния модел, което дава възможност за изследване на динамиката на носещия винт на хеликоптера.

4. Моделиране на нестационарното течение около профила на сечението на хеликоптерната лопата за изследване на явлението динамично откъсване.
5. Провеждането на експериментални изпитания на моделен хеликоптерен носещ винт, за да се провери адекватността на предложените в дисертацията числени модели.

Глава 2 Хибриден CFD модел за изследване на течението през хеликоптерен носещ винт.

2.1. Въведение

Предложен е хибриден модел за изследване на потока около винт на хеликоптер. При този вид модели реалната геометрия на винта се заменя с обемно или повърхностно разпределени сили, които упражняват еквивалентно въздействие върху потока. При хеликоптерите, хибридните модели се използват основно при изследване на интерференция на винта с тялото и опашния винт. Най-често се използва моделът на активния диск. При него винтът се заменя от безкрайно тънка повърхност на прекъсване на налягането или пък от тънък диск с обемно разпределени сили. Тъй като налягането или обемните сили са разпределени равномерно в азимутална посока по повърхността, представяща ометената повърхност на винта, се губи индивидуалното влияние на лопатите. Това е сериозен недостатък в случай, че се изследва отрицателното въздействие на краищните вихри с опашния винт и тялото на хеликоптера. Краищните вихри на хеликоптерния винт могат да бъдат представени от модела на активната линия. При него аеродинамичното натоварване на лопатите е заменено от масови сили, концентрирани в цилиндрични обеми с оси съвпадащи с осевите линии на лопатите. Основен недостатък на този модел е, че интензитетът на обемните сили е различен от интензитета на реалните сили, действащи на лопатите и това води до неточно представяне на дисипацията на вихровата следа. Това се избягва при модела на активната повърхност, при който лопатата е заменена от тънка повърхност, съвпадаща със средната повърхност. По тази повърхност се задава скок на налягане, еквивалентно на скок равен на разликата от налягане, създаден от реалната лопата. Този модел дава добри резултати, но при численото моделиране изисква дефиниране на специална повърхност, по която скока на налягане да бъде дефиниран като гранично условие. Това създава неудобство при моделиране на маховите движения, тъй като се налага промяна на пространственото положение на активната повърхност заменяща лопатите. Това налага деформация на възлите на мрежата в моделната област, което в общия случай е много трудно осъществимо практически.

За да бъдат преодолените изложените по-горе недостатъци на хибридното моделиране, в настоящата работа се предлага нов модел, при който реалната лопата е представена като тънък обем разположен около средната повърхност на лопатата. В този обем се разпределят обемни сили, еквивалентни на силите, предизвикани от реалната лопата. Интензитетът на тези сили е много близък до реалните, но за разлика от метода на активната повърхност не е необходимо дефиниране на специална повърхност. Така, при моделиране на постъпателното и на маховото движение на лопатата не се налага деформация на мрежата, а просто обемните сили се задават там, където би се намирала реалната лопата.

2.2. Методи за моделиране на течението около носещия винт на хеликоптера.

Обикновено за анализ на нестационарното течение около носещия винт на хеликоптера се използват уравненията на Навие-Стокс. При изследване на реалното тримерно течение около носещия винт, уравненията на Навие-Стокс се усложняват. Те не могат да бъдат решени аналитично, а само числено.

Уравнението на Навие-Стокс в най-опростената си форма има вида:

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = \vec{f} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \Delta \vec{V}, \quad (2.1)$$

където $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ е коефициент на кинематичния вискозитет. В уравнение (2.1) \vec{f} са обемно разпределените сили. Тези сили представляват аеродинамичните сили от носещия винт на хеликоптера. Обемно разпределените сили не са предварително известни и трябва да бъдат изчислени. Но лопатите на носещия винт на хеликоптера извършват сложно движение, включващо въртене, махане и постъпателно движение напред, което от своя страна променя изцяло полето на течението около носещия винт. Следователно равновесието на силите, действащи на лопатите се изменя при всяка стъпка на лопатата. Ето защо в случая силите \vec{f} се изчисляват итеративно.

Предложеният хибриден модел се състои от два модула. Първият модул изчислява аеродинамичните сили, действащи върху всеки елемент от сечението на лопатата. При изчисляването на тези сили се приема, че потокът е двумерен и установен и се използва ВЕМ метода. Тези сили са приложени като обемно разпределени сили \vec{f} във втория модул от хибридният модел на винта. Вторият модул се използва и за определяне на скоростното поле на течението около винта.

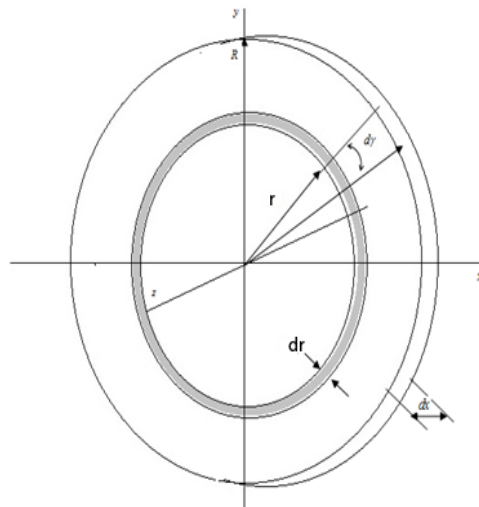
Съществуват няколко модела, които се използват за представяне и анализиране на течението. В зависимост от степента на сложност на решаваната задача, хибридният модели са следните:

- Модел на активния диск
- Модел на активна линия
- Модел на активна повърхност

2.2.1. Модел на активния диск

Моделът на активния диск, както е дадено в [65] е модел, при който носещият винт е представен като диск, който създава прекъсване в налягането и така ускорява преминаващия през него въздух. Същността на хибридният модел на активния диск е в това, че носещият винт се представя като тънък диск с обемно разпределени сили по неговата повърхност, както е показано на фиг. 2.1. Това всъщност е най-опростеният модел. В случая натоварването върху диска, се приема за постоянно. Целта на модела на активния диск е при изчислени аеродинамични сили на течението, преминаващо през винта, да се изчислят допълнителните индуцирани скорости от струята и

потребната мощност. Повърхността на активния диск заменя повърхностите на лопатите на винта. В този модел разпределението на натоварването на диска е еквивалентно на това за носещ винт с безкраен брой лопати. Поради това полето на течението, което се получава при използването на модела на активния диск е различно в сравнение с това на винт с краен брой лопати. Фактът, че течението в случая е нестационарно води до образуването на допълнителни индуцирани скорости, които водят до по-големи индуктивни загуби на течението. Моделът на активния диск дава предварителна оценка на индуцираното скоростно поле на струята на течението и сумарните загуби, но не отчита индивидуално краишните вихрови на лопатите. Моделът на активния диск е най-прост, защото параметрите на течението може да бъде пресметнато аналитично.



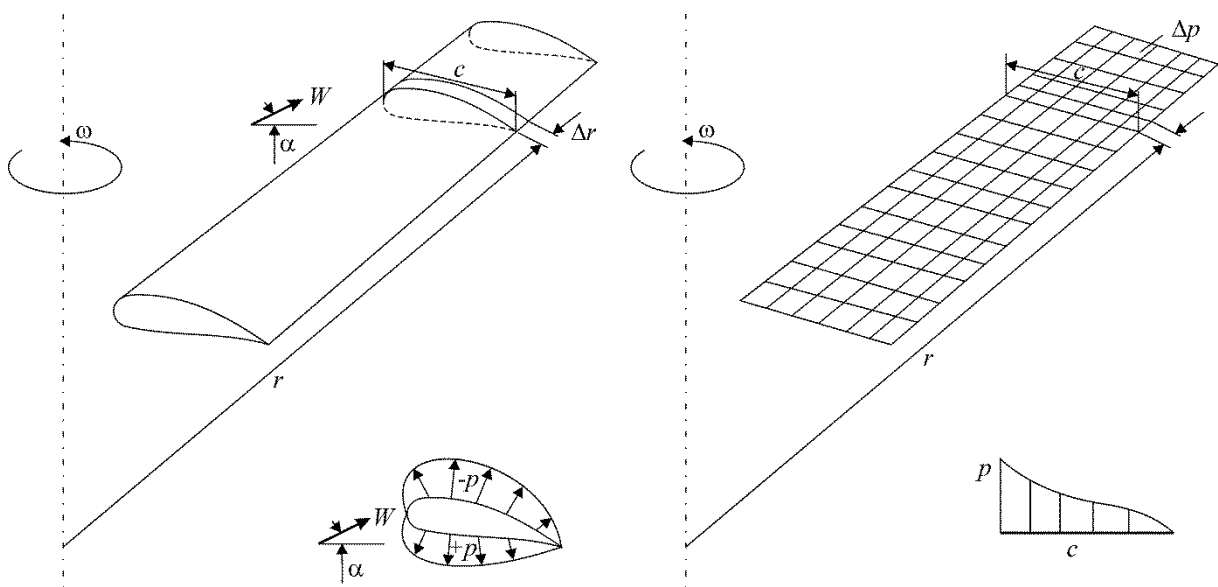
Фиг. 2.1 Модела на активния диск.

Има редица изследвания, свързани с приложението на модела на активния диск в литературата (Dobrev [36]).

2.2.2. Модел на активната повърхност

В модела на активната повърхност, моделираният обект е представен като повърхност, която е разделена на панели, (фиг. 2.2). При него се отчита завихреността на полето на течението, въпреки че дебелината на профила не се отчита. В [90] е отбелязано, че чрез използването на модела на активната повърхност може да се намери индуцираното скоростно поле във всяка контролна точка (КТ) от панела. Хибридният модел на активната повърхност е подобен на хибридният модел на активната линия, защото той също комбинира ВЕТ метода с CFD изчислител. В [33] е отбелязано, че при хибридният модел на активната линия геометрията на лопатата е представена чрез цилиндричен обем, върху който са приложени обемно разпределените сили \vec{f} , които се получават от изчисляване на характеристиките на течението. Според [36] хибридният модел на активната повърхност е валиден за крила с нулева дебелина, но моделът е приложим и за реално флуидно течение за тънки носещи повърхности – крила или лопати. В хибридният модел на активната повърхност, според [36],

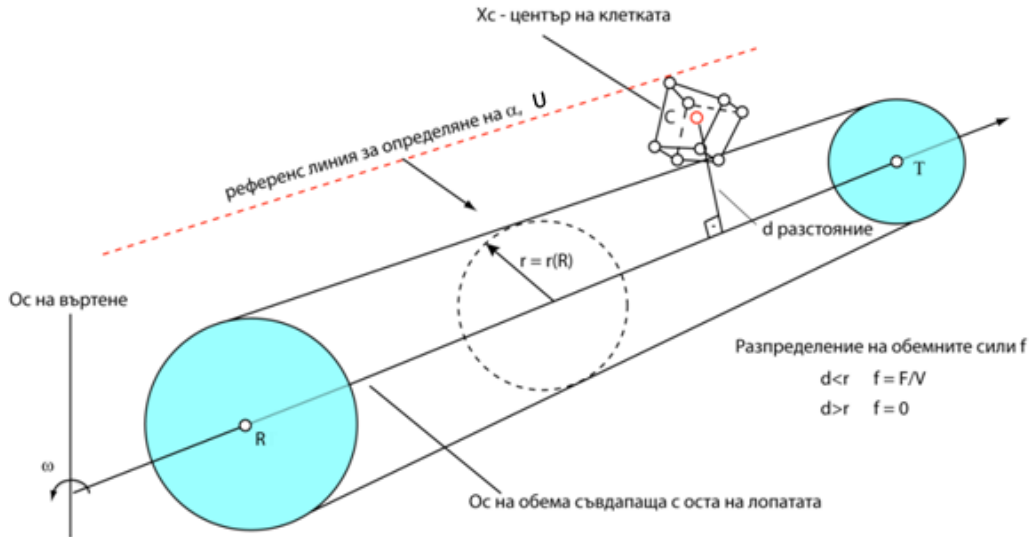
вискозните ефекти на течението са ограничени за областта в близост до профила и по-конкретно за граничния слой. При този модел налягането по повърхността се определя от потока пред лопатката и аеродинамичните характеристики на профила, следователно не се налага да се моделира граничният слой на течението. Так изчислителната мрежа около моделирания обект, в случая лопатката на винта, не е толкова фина и е с по-малко на брой възли. Според източник [36] основната разлика между класическия метод на носеща повърхност и хибридният модел е как да се приложат граничните условия върху повърхността, заменяща обекта на изследването. Отбелязано е, че ако се приеме гранично условие, при което активната повърхност е стена т.е. в сила е условието за непротичане $V_n=0$, като резултат се получава прекъсване в полето на налягането по тази повърхност. Следователно се приема, че разпределението на силите по разпереността на лопатката може да бъде заменено с разпределение на налягането по повърхността. В [36], Breslin обяснява принципът на получаване и прилагане на обемно разпределените сили \vec{f} върху повърхността на крилото. В източник [33] е описан хибриден модел на активна повърхност, но за вятърна турбина.



Фиг. 2.2. Схема за разпределението на налягането Δp в модела на активната повърхност

2.3. Развитие на хибридният CFD модел на активна линия

Въпреки, че моделът на активния диск има предимство при отчитането на течението в близост до повърхността на винта, с този модел трудно може да се моделира турбулентната интензивност на потока. Тази интензивност зависи силно от градиента на скоростта, който при модела на активния диск е доста нисък от реалния поради осредняването на прекъсването на налягането на лопатките по цялата повърхнина на винта. Така, за да се подобри анализът на струята на течението след винта се използва еквивалентен хибриден модел на т.нар. модел на активна линия, [36].



Фиг. 2.3 Определяне на обемно-разпределената сила \vec{f}

В хибридният модел на активната линия, реалните хеликоптерни лопати се заместват с еквивалентни на тяхното въздействие обемно разпределени сили \vec{f} . Обемните сили се разполагат само в клетките от потока, които се намират на определено разстояние от линията съвпадаща с оста на лопатата, а интензитета на тези сили \vec{f} зависи от аеродинамичните сили, определени чрез скоростта и ъгъла на атака. Еквивалентно представяне на модела на активна линия приложен за лопатата на винт е показано на фиг. 2.3.

На фиг. 2.3 U е скоростта, а d е разстоянието от центъра на клетката x_c (от изчислителната мрежа изградена около числения хибриден CFD модел на винта) до оста на цилиндричния обем заменящ лопатата. Това разстояние се изчислява от:

$$d = \frac{(\vec{x}_c - \vec{x}_R) \times (\vec{x}_c - \vec{x}_T)}{|\vec{x}_T - \vec{x}_R|} \quad (2.2)$$

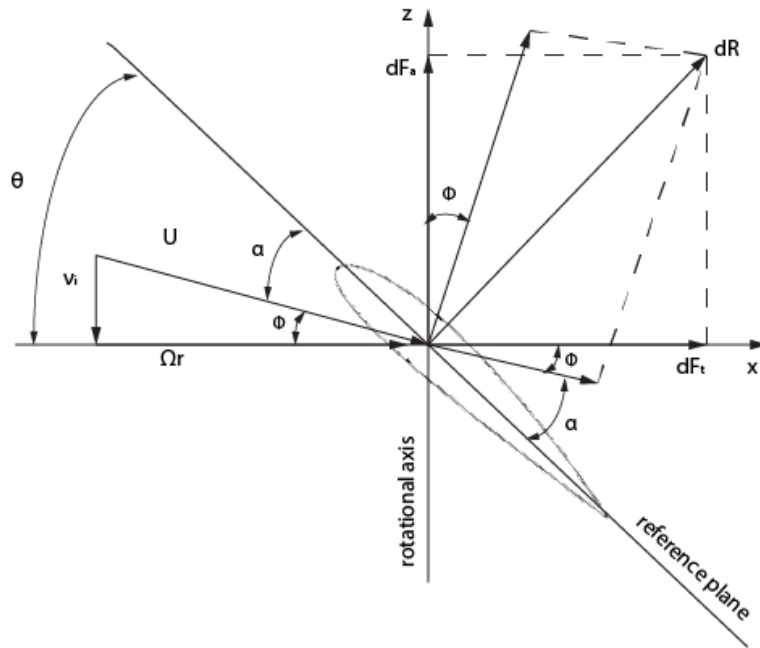
Хибридният модел на активната линия при пресмятането на аеродинамичните сили на носещия винт и параметрите на течението около него комбинира два метода: численото решение на уравненията на Навие-Стокс и ВЕТ метода. Процесът на решение е итеративен. При този модел скоростното поле на течението се променя на всяка итерация в процеса на решение. След което компонентите на обемно разпределените сили \vec{f} се преизчисляват на всяка времева стъпка от итерациите, използвайки следните уравнения:

$$f_a = \frac{dF_a}{dv} = \frac{2U^2 [c_L(\alpha) \cos \phi + c_D(\alpha) \sin \phi] c(r)}{\pi r^2} \quad (2.3)$$

$$f_t = \frac{dF_t}{dv} = \frac{2U^2 [c_L(\alpha) \sin \phi - c_D(\alpha) \cos \phi] c(r)}{\pi r^2} \quad (2.4)$$

$$f_r = 0 \quad (2.5)$$

където скоростта е $U = \sqrt{v_i^2 + \Omega^2 r^2}$ (фиг. 2.4).



Фиг. 2.4 Елемент от сечението на лопатката и скоростен триъгълник

Ъгълът ϕ е ъгъла между скоростта U и равнината на въртене на винта:

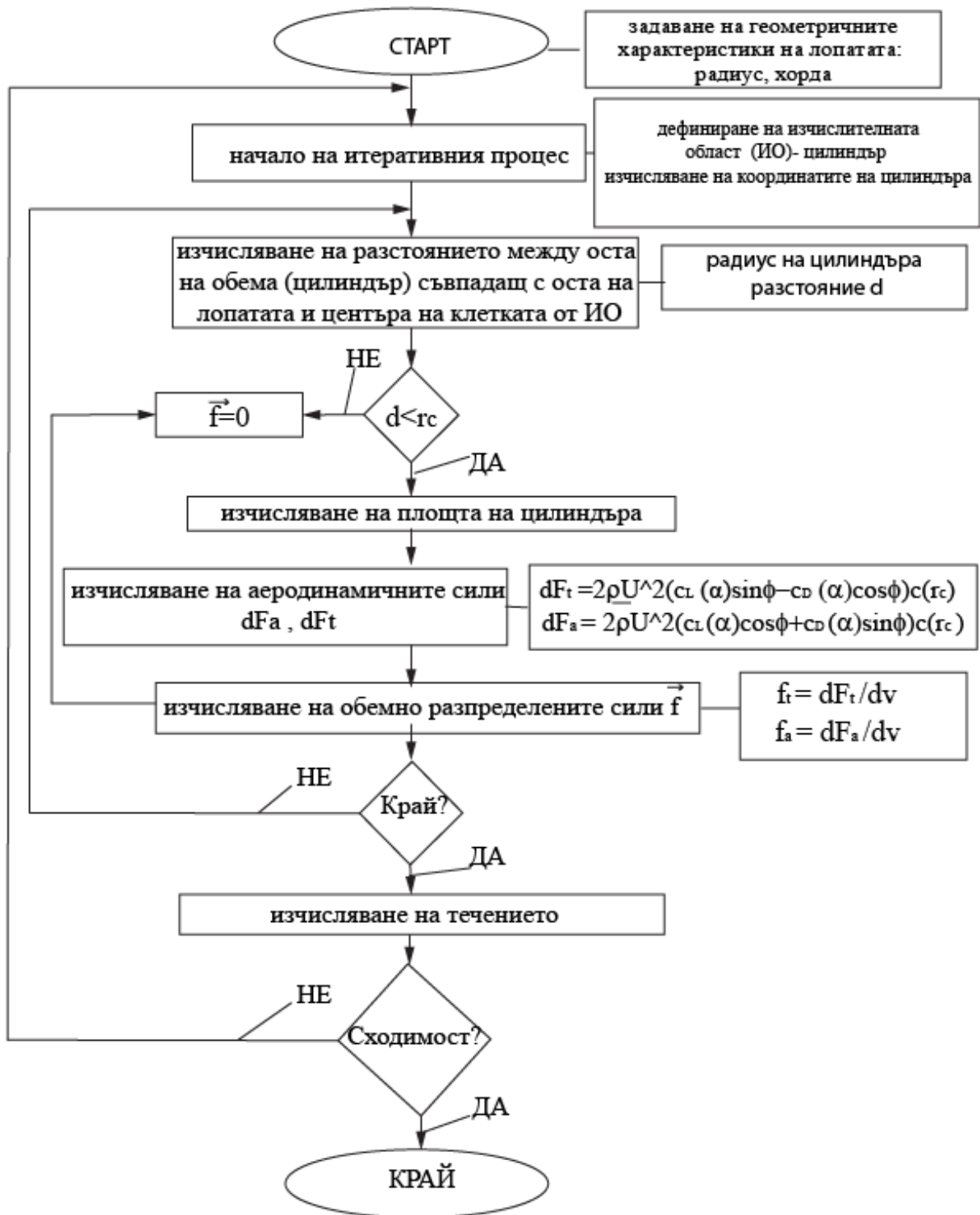
$$\phi = \tan^{-1} \frac{V_\infty + v_i}{\Omega r}, \quad (2.6)$$

където с v_i е означена допълнителната осева индуцирана скорост.

Схемата дадена на фиг.2.5, показва алгоритъма при използването на комбинирания хибриден CFD/BET модел. Първата стъпка от модела представлява задаване на координатите на изчислителната област – цилиндър. В началото на итеративния процес се задават и граничните условия (виж. т.4.3.1, глава 4), които представляват физическите характеристики на течението и геометричните характеристики на профила. След това се пресмята разстоянието между избрания обем – цилиндър и центъра на всяка клетка от мрежата, фиг.2.3. След това се реализира цикъл и ако разстоянието d (между оста на цилиндъра и центъра на клетката от изчислителната мрежа, фиг. 2.3) е по-малко или равно на радиуса на цилиндъра r_c се предприемат следните действия:

- ✓ Изчислява се площта на цилиндъра;
- ✓ Изчислява се тангенциалната dF_t и осевата dF_a сила, използвайки уравнения дадени на схемата;
- ✓ Изчисляват се обемно разпределените сили f_a, f_t от (2.3) и (2.4);

Ако разстояние d , фиг. 2.3 е по-голямо от радиуса на цилиндъра r_c , то обемните сили \vec{f} са равни на нула.



Фиг. 2.5 Хибриден CFD/BET модел - алгоритъм

Първо се прави числена CFD 2D симулация където областта, в която се разполагат силите \vec{f} е кръг. В източник [60] са описани предпоставките за избор на

диаметъра на изчислителната област на числения 2D модел, където се твърди, че достатъчно точни резултати могат да се получат, когато отношението на диаметъра към хордата на профила е между 0.3 и 0.6. Тогава активната линия се представя като цилиндър с линейно разпределение на обемните сили за всяко сечение от лопатата, [81]. Процесът е итеративен и итерациите се прекратяват, когато е достигната сходимост на решението, (фиг. 2.5). Критерият за сходимостта на решението се основава на избраната времева стъпка Δt и избраният брой итерации. Когато се изпълни цикъла от зададения брой итерации, итеративния процес на решение се прекратява.

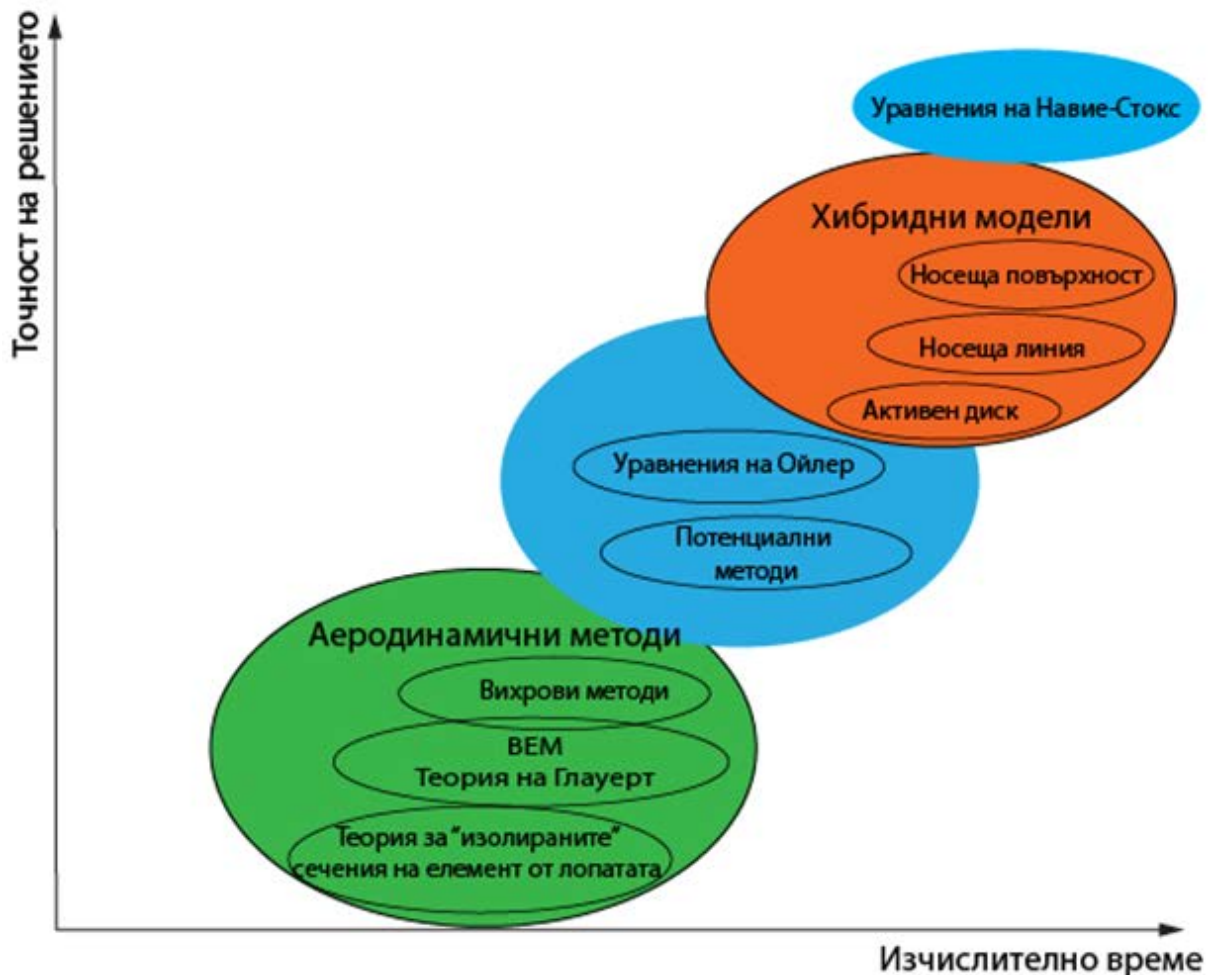
За да се пресметнат индуцираните скорости в хибридният модел трябва да се дефинира активна линия. За тази цел в числения 3D модел на течението трябва да се построи равнина, която да е поставена близо до изчислителната област около моделирания обект, където течението не се влияе от геометрията на лопатата. Но тази равнина трябва да бъде построена и достатъчно близо до равнината на въртене на винта, за да се получи приблизително точно пресмятане на индуцираното скоростно поле от струята. Активната линия се върти заедно с цилиндричния обем с цел да се симулира въртенето на лопатите на винта. Ъгълът на атака α за всяка от лопатите на носещия винт се променя поради сложното движение, което те извършват като махане, въртене и постъпателното движение напред. Отначало при първоначална инициализация, реалното течение около винта е равно на несмутеното, но след въртенето на винта и сложното движение, което той извършва, характеристиките на течението се променят, вследствие на което се променя и ъгъла на атака α на лопатите. Измененият ъгъл на атака по дължина на лопатите на винта, след промяна на характеристиките на течението, е означен с α_{ref} . Следователно аеродинамичните характеристики на профила се променят по отношение на новите отпавни ъгли α_{ref} . След като натоварването от обемните сили върху цилиндъра се променя, а това налага преизчисляване на аеродинамичните характеристики на профила. В случая изчисляването на отпавния (reference) ъгъл α_{ref} се налага, защото трябва да се коригират ъглите на поставяне θ . Изчисляване на отпавния (reference) α_{ref} се прави на определено разстояние от дължината на хордата c на профила на лопатата. От числения 2D модел на профила, се вземат компонентите V_x и V_y на течението и стойността на α_{ref} се пресмята от:

$$\tan(\alpha_{ref}) = \frac{V_y}{V_x} \quad (2.7)$$

Така се преизчисляват отново ъглите α за всяко от сеченията на лопатата и аеродинамичните характеристики, което след това се прилага в числения 3D модел на винта за изчисляване на нестационарното течение и за получаване на полето на индуцираните скорости. Според [81] този подход е много изгоден, когато поведението на винта може да бъде предварително предвидено чрез провеждането на експериментални изследвания. Обикновено отпавният ъгъл α за сечението на лопатата е изчислен в близост до нея и в предложения модел характеристиките на профила могат да бъдат използвани веднага и не се налага корекция.

2.4. Сравнение на използвания хибриден модел с други модели.

Фигура 2.6 показва сравнение на различни модели за симулиране на течението през носещия винт на хеликоптера според критериите *точност на решението* и *изчислително време*. Както се вижда от фиг. 2.6 числените методи (CFD), които се основат на числено решение на уравненията на Навие-Стокс са най-точни, но изискват голяма изчислителна мощност.



Фиг. 2.6 Диаграма сравняваща различните методи за моделиране на течението според критериите – *точност на решението* и *изчислително време*

Аеродинамичните методи от фиг. 2.6 са бързи и достатъчно адаптивни за малки ъгли на атака, [81]. Но поради факта, че течението през носещия винт на хеликоптера е сложно и винтът работи при относително високи ъгли α , това понякога води до смущения в полето на течението. Следователно тези методи не могат да се използват самостоятелно за моделиране на течението. Ето защо те се комбинират с числени методи и са формулирани като хибридни модели. Хибридните модели са един добър компромис от гледна точка изчислително време и точност. Използвания от нас хибриден модел има преимущество, че комбинира CFD метода, който използва уравненията на Навие-Стокс с ВЕМ метода и по този начин се намалява необходимата изчислителна мощност.

Таблица 2.1 показва направената съпоставка между различни методи като възможности за моделиране на течението.

Подходи за моделиране		<u>Точност на решението</u>	<u>Изчислителна мощност</u>	<u>Числена симулация на течението</u>
Основаващи се на аеродинамиката на профила	Основаващи се на числената симулация на течението			
Теория за елемент от сечението на лопатата (ВЕТ)		Ниска	Ниска	Няма
Теория на „изолираните” сечения –теорема за количествата на движение (ВЕМ), (Теория на Глауерт)		Средна	Средна	Няма
Вихрови методи		Средна	Средна	Има
	Хибридни модели	Активен диск	Средна	Има
		Носеща линия		
		Носеща повърхност		
Основаващи се на числените методи за решение	Уравнения на Навие-Стокс	Твърде висока	Твърде висока	Има
	Уравнения на Ойлер	Средна	Средна	
	Потенциални методи	Средна	Средна	

2.5. Изчисляване на двумерно течение около винта.

2.5.1. Числена 2D симулация на течението около профила на винта.

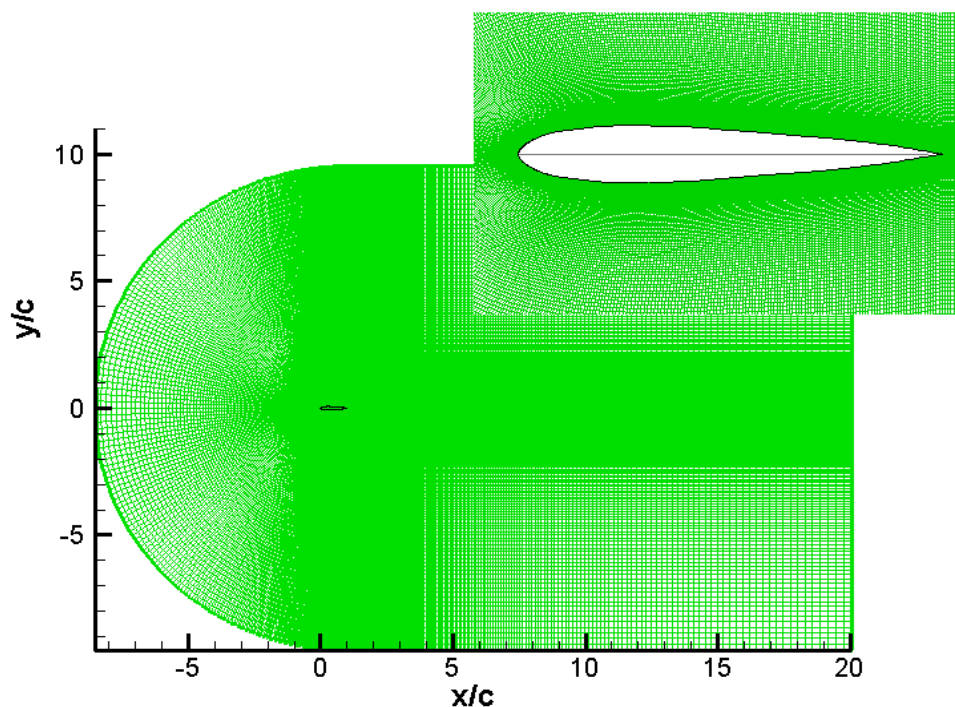
Геометрията на профила на лопатата на винта

Профилът на лопатата на винта е сканиран, за да се уточнят геометричните му характеристики (координати, хорда $c = 32 \text{ mm}$, дебелина и др.). Профилът на лопатата на винта от експерименталната опитна постановка е симетричен. Координатите на профила на лопатата на реалния винт от настоящето изследване са дадени в Таблица 2.2. В тази глава моделирането и симулацията на течението около профила на лопатата е реализирано с CFD софтуерния продукт **FLUENT 6.3.26**, [5]. Видът на профила на реалната лопата на винта е даден на фиг. 2.7, моделирана с координатите от таблица 2.2.

Таблица 2.2		
Координати на профила		
x, [mm]	y, [mm]	z, [mm]
0,5	0,2	0
1,5	1,525	0
3,5	1,915	0
5,5	2,16	0
7,5	2,25	0
9,5	2,235	0
11,5	2,175	0
13,5	2,07	0
15,5	1,875	0
17,5	1,73	0
19,5	1,5	0
21,5	1,38	0
23,5	1,21	0
25,5	0,965	0
27,5	0,41	0
29,5	0,36	0
32	0	0

За да се използва подходът на хибридният модел на активната линия първият въпрос, който трябва да се реши е свързан с избора на диаметър на цилиндър, заменящ лопатите на винта. За се направи този избор се осъществява сравнително изследване. Прави се сравнение между числената симулация на скоростното поле на течението, създадено от кръга заменящ профила на лопатата и скоростното поле на профила на реалната лопатата. Разгледани са два случая. Първият случай е числена 2D симулация на течението около профила на лопатата на винта. Във втория случай течението, което се създава от профила, е моделирано като течение, което се създава от единичен вихър, приложен на $1/4c$ разстояние по дължината на профила, като според теоремата на Жуковски, влиянието на профила се изключва. Наличието на профила, представящ елемент на сечението от лопатата, усложнява скоростното поле на течението и предизвиква смущения. Наличието на твърда повърхност предизвиква ускоряване на течението в участъците в близост до профила и се получава допълнителна компонента на скоростта v_i - индуцирана скорост. В случая течението създадено от профила на

лопатата и силите, които са приложени върху него, са моделирани чрез обемни сили \vec{f} разположени върху обем – кръг с център на разстояние $1/4c$ по дължината на профила (фиг. 2.7).



Фиг. 2.7 Изчислителна област за профила на лопатата и мрежата около профила

Фигура 2.7 представя изчислителната област и мрежата около профила на реалната лопата на винта, използван за експеримента. Численият модел на течението е създаден чрез софтуерния пакет CFD и е моделиран в среда Gambit 2.4.6. Изчислителната област около профила на реалната лопата има дължина $28.59375c$ и ширина $19.0625c$. Профилът е разположен на разстояние $8.53125c$ от входа на изчислителната област. Профилът на реалната лопата е разделен на две части-горна и долна повърхност и се намира на разстояние $0.3c$ от началото на КС в направление на x координатата.

За изчисляване на аеродинамичните характеристики коефициент на подъемна сила c_L и за коефициента на челно съпротивление c_D е изградена структурирана изчислителна мрежа, която има 186 688 броя клетки и 187 331 броя възли. Фиността на изчислителната мрежа, т.е. броя възли и клетки се определя в зависимост от изискването за моделиране на граничния слой. Значение за подбор на вида на изчислителната мрежа имат и обемните сили \vec{f} , които се разполагат върху повърхност, където би се намирал крилният профил. По-горната повърхност на профила, броят на възлите от изчислителната мрежа е 202, аналогично на броя на възлите и по долната повърхност. В близост до контурите на профила е изградена по-гъста изчислителна мрежа, за да се осигури по-добра визуализация на полето на течението в близост до повърхностите където е по-вероятно потока да се ускорява. За целта около областите близо до контура на профила е изграден граничен слой, който е с дебелина $0.00171875c$. Размерността на изчислителната мрежа около профила нараства по

отношение на горния и долния ръб на профила в геометрична прогресия с коефициент 1.025.

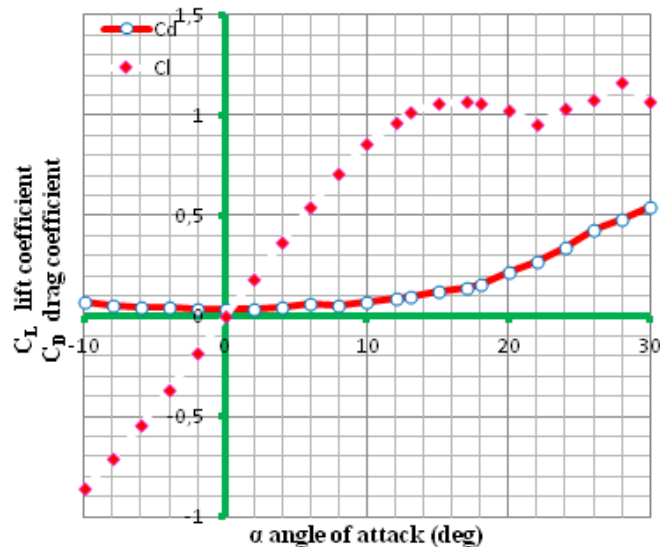
След изграждането на числения модел на профила на реалната лопата на винта се пристъпва към решение. Процесът на решение отново е итеративен. В настоящето изследване, за изчисляване на течението около профила на реалната лопата на винта е използван $k-\omega$ SST модел на турбулентност. Изборът на модел на турбулентност може да се обоснове с факта, че той най-точно може да представи полето на течението около профила при изследвания, и да предвиди възможността за възникване на явление *динамичното откъсване* (Виж. глава 4). Течението е неустановено при $Re=101\ 000$. Стойността на Re съответства на скорост на течението $V_\infty=50\text{ m/s}$. Численият 2D модел на профила от реалната лопата на винта изяснява картината на неустановеното поле на течението и пресмята аеродинамичните характеристики C_L и C_D на профила. В таблица 2.3 са дадени получените стойности за аеродинамичните характеристики на профила на реалната лопата на винта.

Таблица 2.3 Аеродинамични коефициенти спрямо α		
α ° ъгъл на атака	C_L	C_D
-10	-0,85671905	0,06722255
-8	-0,71032803	0,05550702
-6	-0,54602839	0,04674795
-4	-0,36995371	0,0406271
-2	-0,18668578	0,0369477
0	1,10E-04	0,0357268
2	0,18690572	0,0369342
4	0,370138591	0,04057821
6	0,544965	0,05772762
8	0,71041673	0,05545439
10	0,85676762	0,06715427
12	0,96247557	0,08471859
13	1,01802314	0,0924388
15	1,05667663	0,119968
17	1,065667	0,144382
18	1,0571372	0,162000
20	1,02092933	0,21717691
22	9,52E-01	2,68E-01
24	1,04E+00	3,44E-01
26	1,08E+00	4,26E-01
28	1,16E+00	4,84E-01
30	1,07177997	0,543182

Аеродинамичните характеристики C_L и C_D на профила във функция на ъгъла на атака са показани на фиг. 2.8.

2.5.2. Хибридно моделиране на двумерно течение около профила на носещия винт.

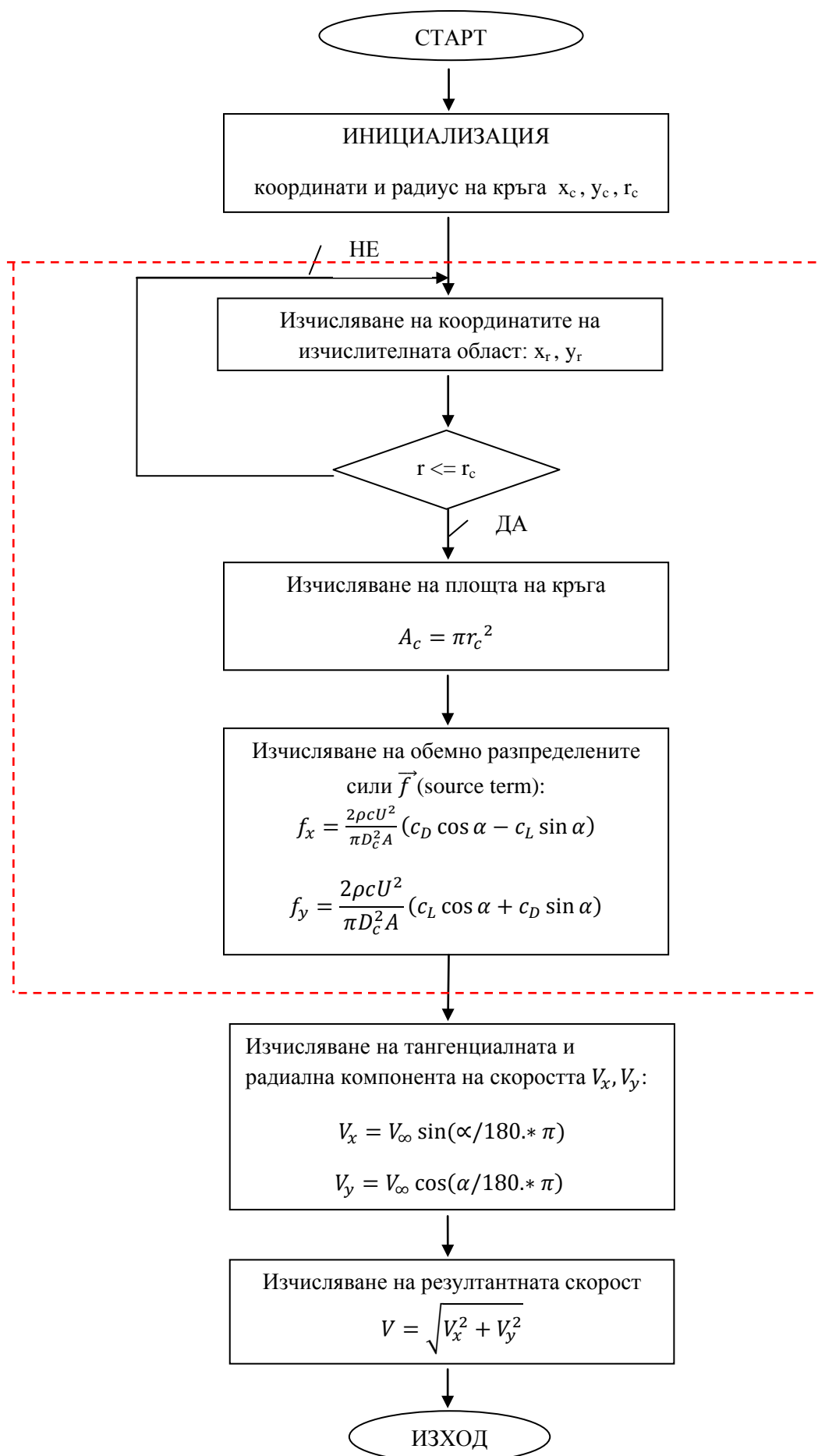
На фиг. 2.9 е дадена блокова схема, показваща алгоритъма на хибридного моделиране.



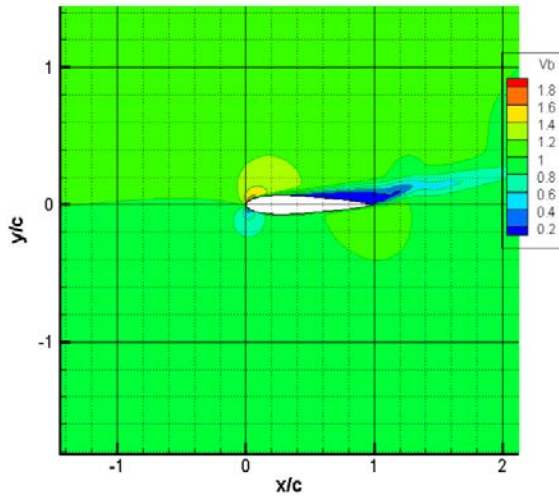
Фиг. 2.8 Зависимост на C_L и C_D от ъгъл α

2.5.3. Сравнение на резултатите от числената 2D симулация и хибридного моделиране на течението около профила на носещия винт.

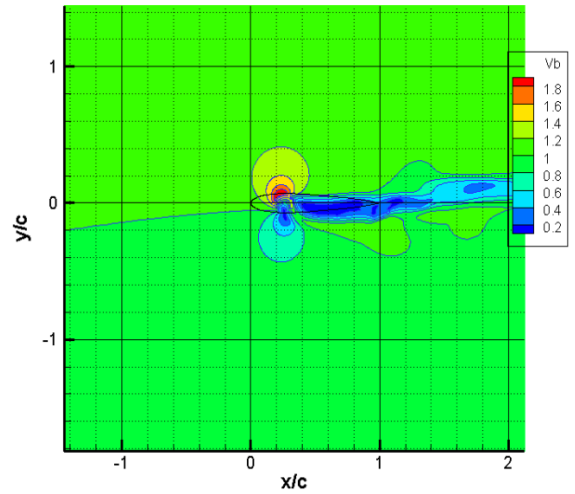
Числените резултати за скоростното поле на течението са показани на фиг. 2.10, фиг. 2.11 и фиг. 2.12. Първите схеми от фигурите означени с а) представят скоростното поле на течението около профила на реалната лопата на винта. Вторите схеми от фигурите, означени с б), показват получената визуализация на скоростното поле, използвайки хибридного моделиране на двумерното 2D течение, където профилът е заменен с кръг. Схемите б) от фигурите 2.10, 2.11 и 2.12 показват случая с прилагането на хибридният модел на активната линия, където силите действащи на профила са представени като обемно разпределени сили \vec{f} по кръг разположен на разстояние $1/4c$. Получените резултати за скоростното поле на течението около профила са дадени за ъгъл α равен на 6° , 12° и 18° . От изложените резултати на фиг. 2.10, фиг. 2.11 и фиг. 2.12 се заключава, че скоростното поле на течението получено и с двата модела (числената 2D симулация около профила и хибридният модел) е относително точно. Но най-добре това се отчита при ъгъл α равен на 12° , (фиг. 2.11). За останалите ъгли α се вижда, че получените скоростни полета на течението и с двата модела не са еднакви. Различията в скоростното поле на течението се наблюдават с увеличаване на ъгъл α , особено при α равен на 18° , (фиг. 2.12). Наблюдаваните разлики в скоростните полета се обяснява с факта, че след $\alpha = 12^\circ$ течението се откъсва, което е предпоставка за поява на силни смущения в потока. Въпреки това от изложените резултати (фиг. 2.10, 2.11 и 2.12) може да се твърди, че предложеният хибриден модел на активната линия за изследване на двумерното течение около профила симулира относително добре реалното течение около профила на лопата, предвид подобните скоростни полета при 12° .



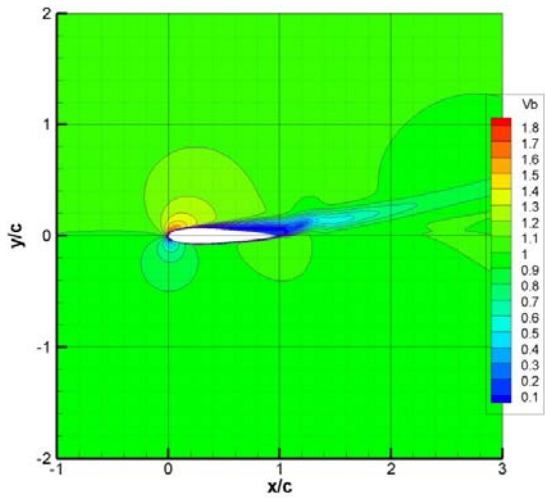
Фиг. 2.9 Хибриден 2D модел



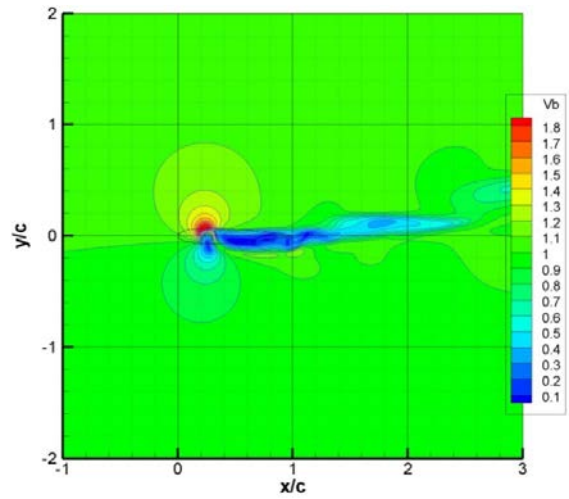
Фиг. 2.10 а) Скоростно поле на 2D течениято около профила за 6°



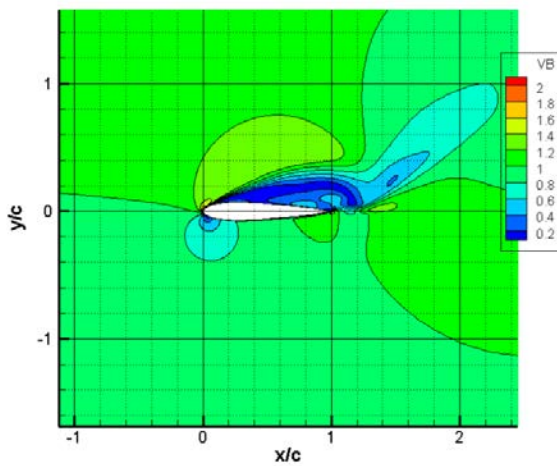
Фиг. 2.10 б) Скоростно поле на 2D течениято при хибридно моделиране за 6°



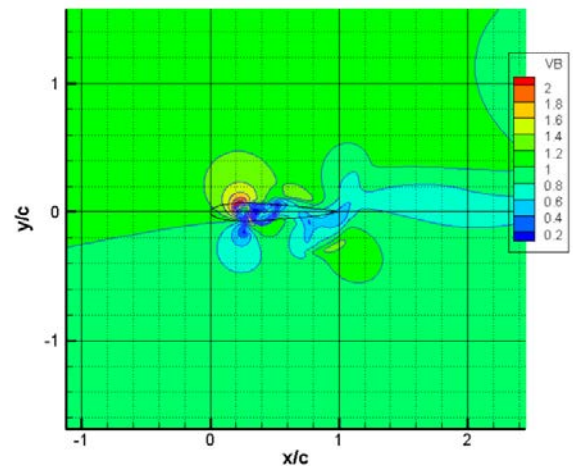
Фиг. 2.11 а) Скоростно поле на 2D течениято около профила за 12°



Фиг. 2.11 б) Скоростно поле на 2D течениято при хибридно моделиране за 12°



Фиг. 2.12 а) Скоростно поле на 2D течениято около профила за 18°



Фиг. 2.12 б) Скоростно поле на 2D течениято при хибридно моделиране за 18°

2.5.4. Избор на линията за пресмятане на ъгъла на атака α при построяване на хибридният 3D модел на носещия винт

Реалното течение около носещия винт е нестационарно, а това е индикация за промяната на скоростното поле, което на практика променя ъгъла α на всяко от сеченията на лопатата във времето, което води до промяна и на аеродинамичните характеристики. Ето защо, за да могат да се предвидят размерите на изчислителната област на хибридният 3D модел на носещия винт, където лопатата е представена като цилиндричен обем трябва да се определи разстоянието между него и активната линия. Предварително се прави преценка на разстоянието в близост до профила, където е възможно вероятната поява на изменение на градиента на скоростта V . Това е причината за направеното сравнение между скоростните полета на течението между двата модела: числената 2D симулация и хибридно моделиране на двумерното 2D течението. Въпросът е на какво разстояние от началото на носа на профила скоростните полета на течението получени и с двата модела започват да се съвпадат. Пресмятайки ъгъл α_{ref} , от формула (2.5), аеродинамичните характеристики на течението са преизчислени и са избрани размерите на обема – цилиндър за хибридният 3D модел на носещия винт.

На фиг. 2.13, фиг. 2.14 и фиг. 2.15 са показани измененията на градиентите на скоростта V за полето на течението и при двата модела, спрямо обезразмерените координати на профила, т.е. x/c и y/c (c – хорда на профила). Скоростта, която е използвана при числената 2D симулация на течението около профила на лопатата на винта е 50m/s, а обезразмерената скорост е означена с VB и е равна на:

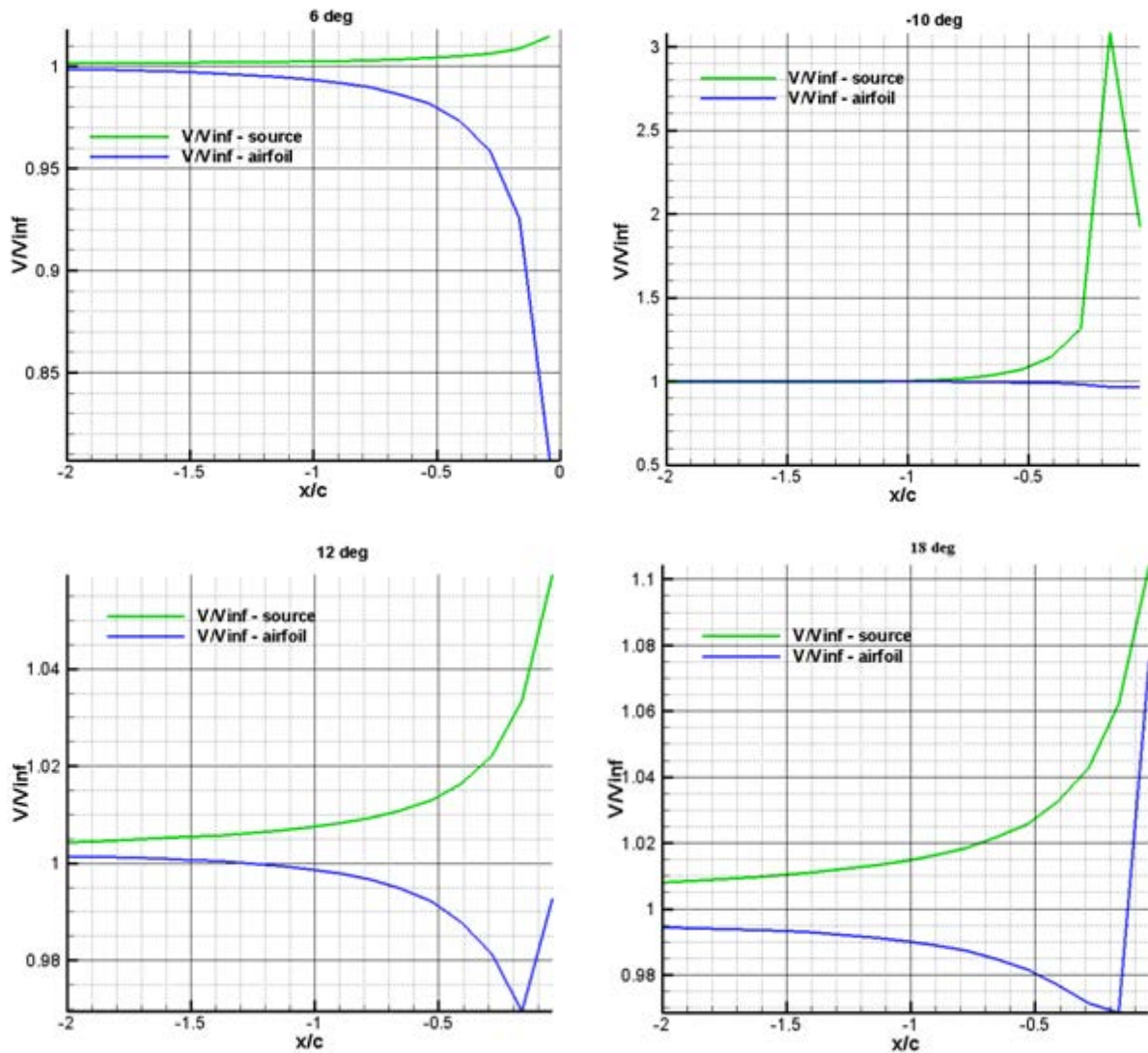
$$VB \equiv \frac{V}{V_{inf}} = \sqrt{V_X^2 + V_Y^2} / 50 \quad (2.8)$$

От графиките, показани на фиг. 2.13, фиг. 2.14 и фиг. 2.15, се вижда, скоростта е относително постоянна и за двата модела на разстояние $1.5c$ от носа на профила. Но след отдалечаване от носа на профила, градиентът на скоростта V/V_{inf} се променя и тази разлика е особено осезаема при α равен на 18° , както се вижда от фиг. 2.13. На фиг. 2.15 са показани измененията в стойностите за ъгъла на атака α_{ref} , получени и за двата модела (числената 2D симулация на течението и хибридно моделиране). От направеното сравнение на скоростните полета на течението и ъгъла α получено и с двата модела (числената 2D симулация и хибридно моделиране на двумерното 2D течението) и от изложените резултати се заключава, че на разстояние $1.5c$, като c е хордата на сечението на лопатата на винта, промяната в скоростните полета на течението и ъгъл α става по-малка от 1%. Последното твърдение дава основание да се избере разстоянието $1.5c$ за отстоянието, на което трябва да бъде разположена активната линия спрямо цилиндричния обем в числения CFD 3D модел на винта. От числената 2D симулация на течението и резултатите, изложени на Фиг. 2.14c) и Фиг. 2.14d) за ъгъл α равен на 18° се получава, че:

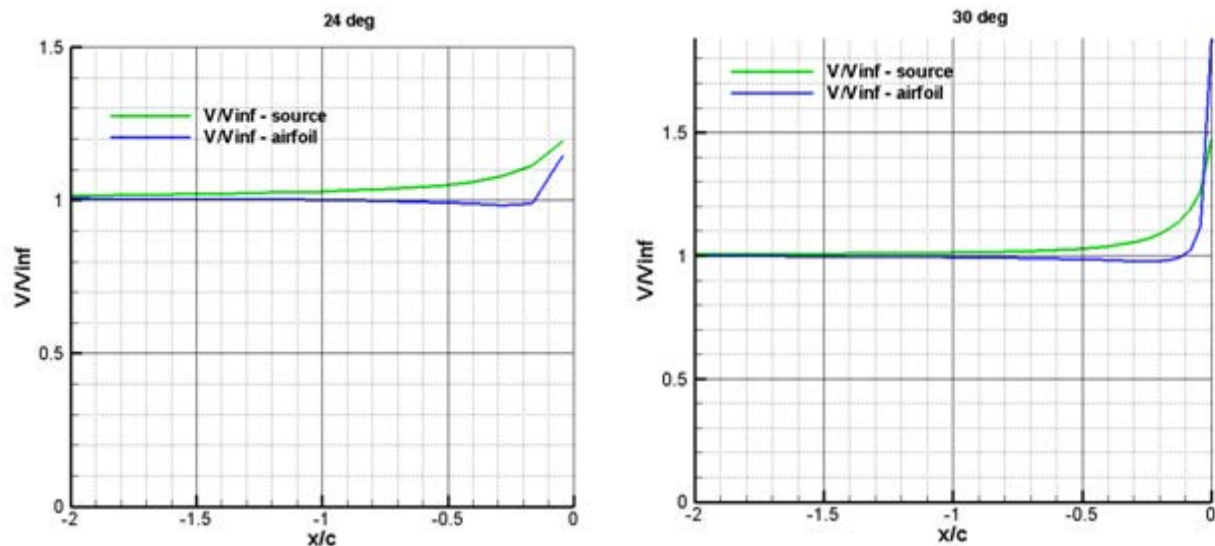
компонентата на V по ос x – V_X е равна на 48.13303 m/s

компонентата на V по ос $y - V_y$ е равна на 6.289402 m/s

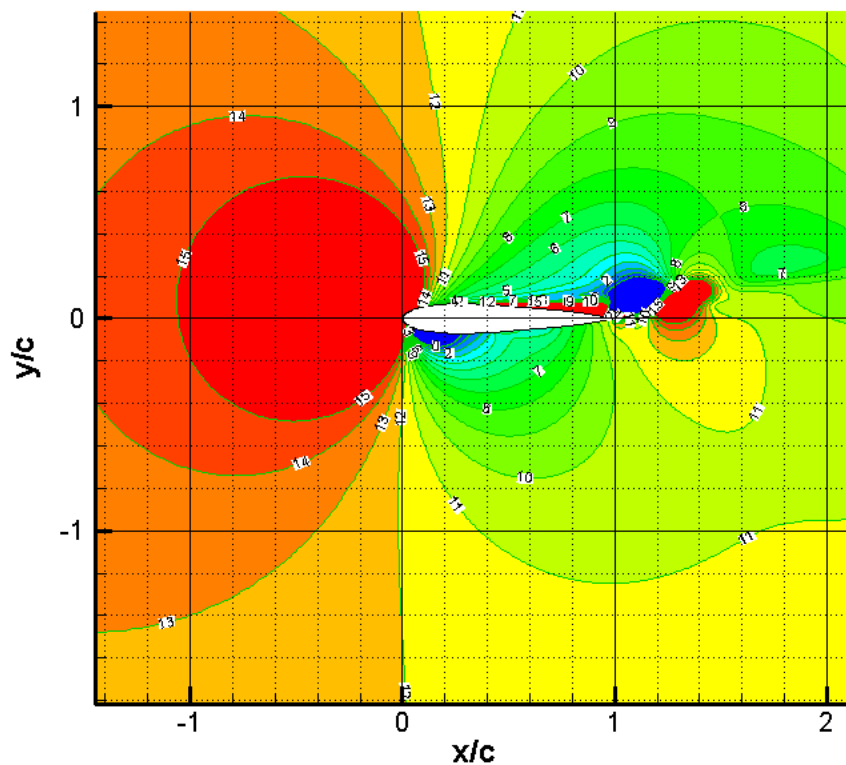
Следователно прилагайки формула (2.7) ъгъл α_{ref} е равен на 7.44° . След изчисляване на α_{ref} за всяко от сеченията на лопатката се преизчисляват стойностите на коефициентите C_L и C_D . Новите стойности на аеродинамичните характеристики на профила се използват при изчисленията на тримерното неустановено течение с хибридният 3D модел на носещия винт.



Фиг. 2.13 Сравнение за скоростта V/V_{inf} при симулация на течението около профила получен с числената 2D симулация и хибридно 2D моделиране

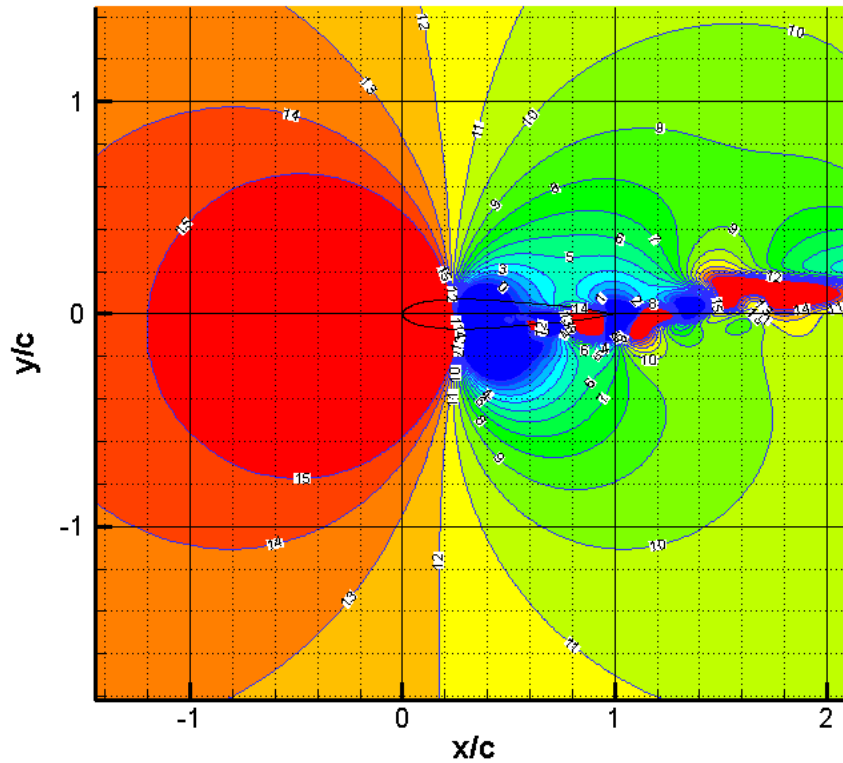


Фиг. 2.13 Сравнение за скоростта V/V_{inf} при симулация на течението около профила получен с числената 2D симулация и хибридно 2D моделиране - продължение



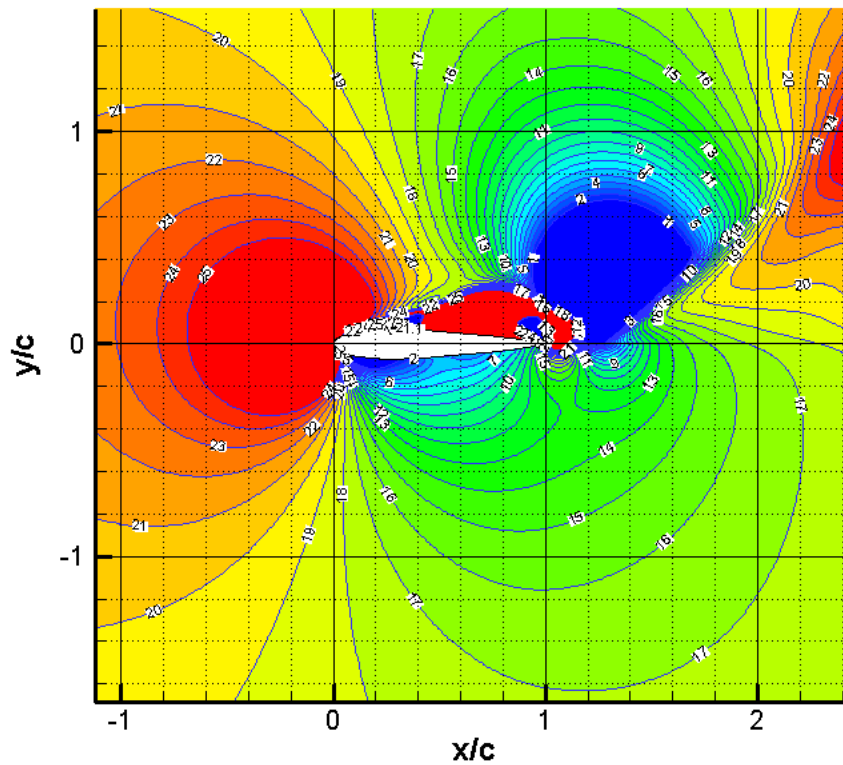
а) α_{ref} от числената 2D симулация около профила за α равен на 6°

Фиг. 2.14 а), б) Сравнение на ъгъл α_{ref} при изчисляване на течението и с двата модела (числената 2D симулация на течението около профила; хибридно 2D моделиране)



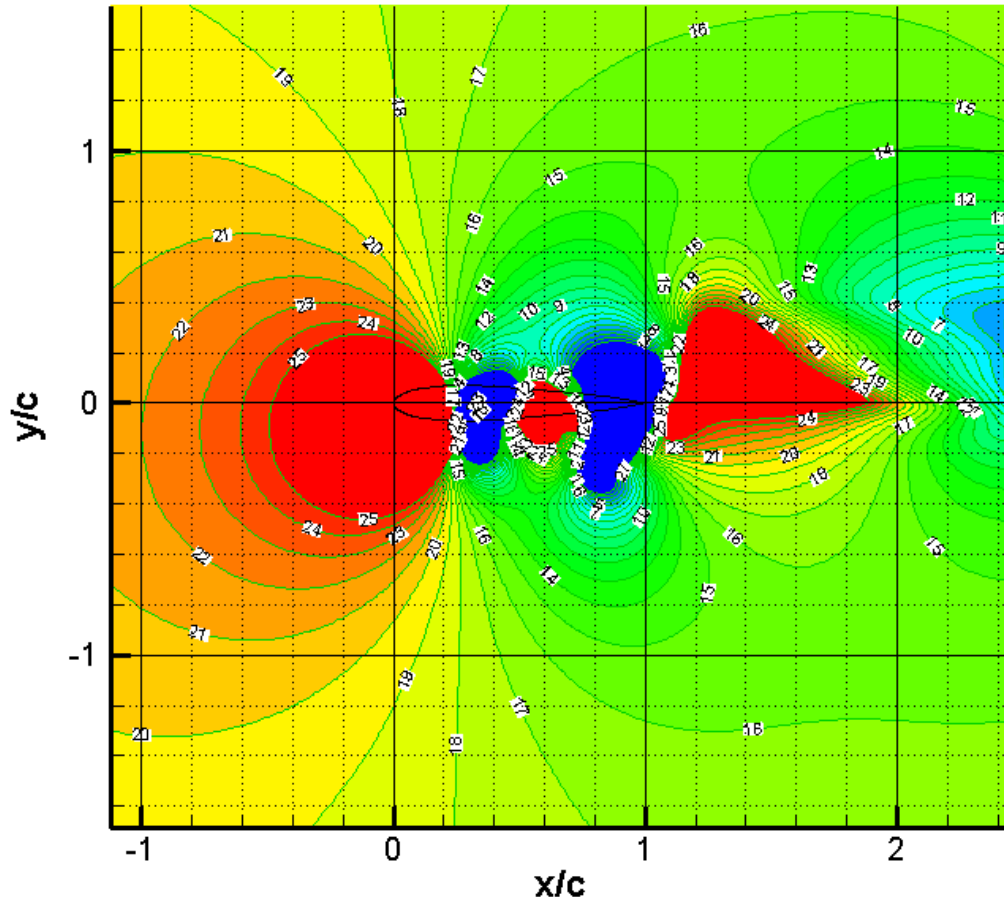
b) α_{ref} от хибридно 2D моделиране на течението за α равен на 6°

Фиг. 2.14 а), b) Сравнение на ъгъл α_{ref} при изчисляване на течението и с двата модела (числената 2D симулация на течението около профила; хибридно 2D моделиране)



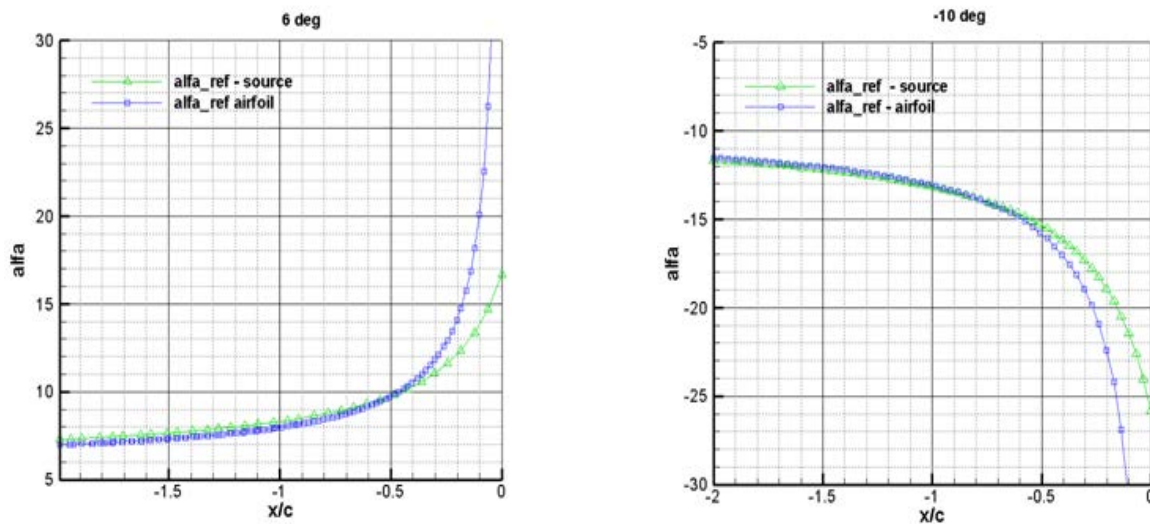
c) α_{ref} от числената 2D симулация около профила за α равен на 18°

Фиг. 2.14 c),d) Сравнение на ъгъл α_{ref} при изчисляване на течението и с двата модела (числената 2D симулация на течението около профила; хибридно 2D моделиране)

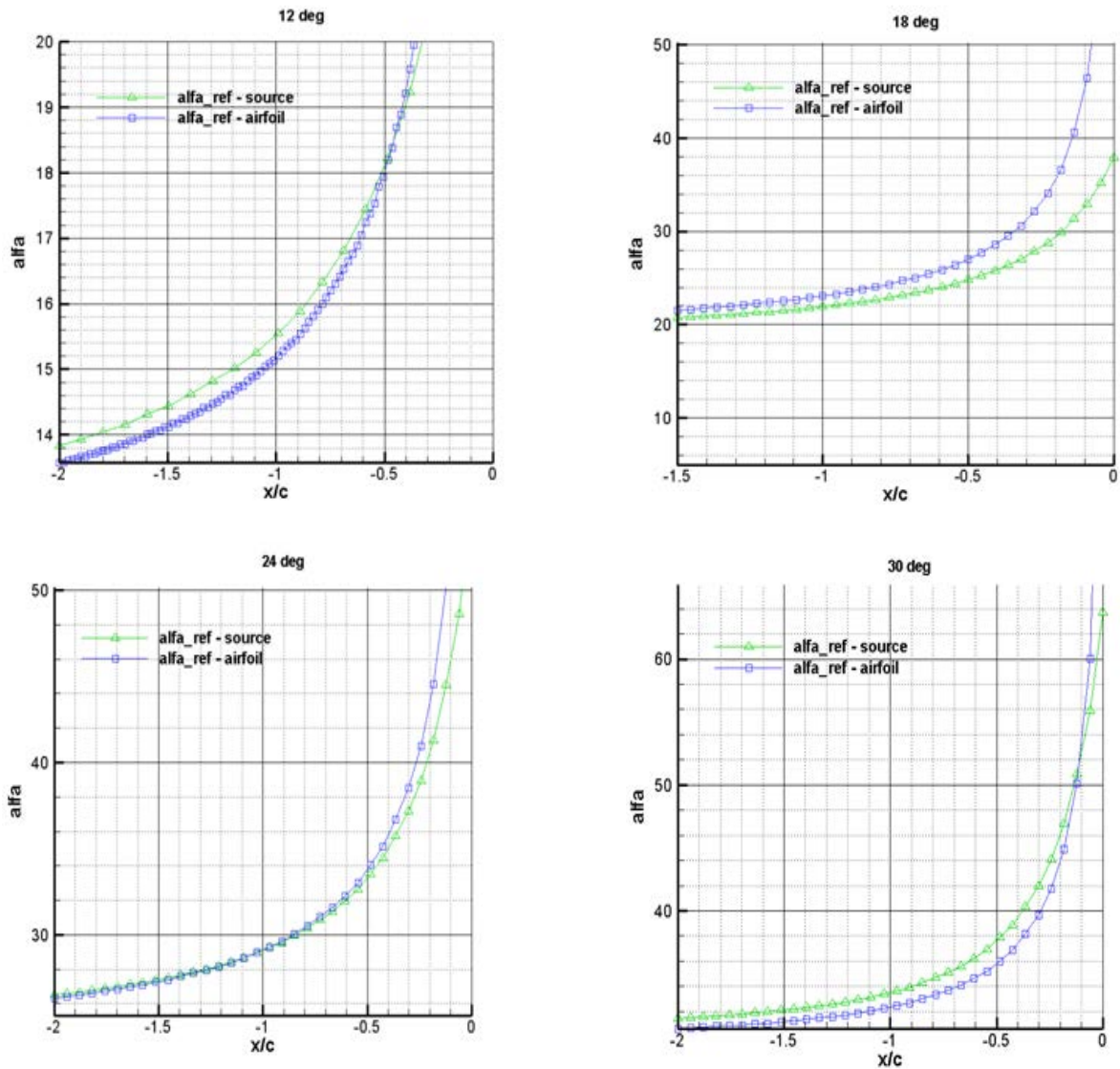


d) α_{ref} от хибридно 2D моделиране на течението за α равен на 18°

Фиг. 2.14 с),d) Сравнение на ъгъл α_{ref} при изчисляване на течението и с двата модела (числената 2D симулация на течението около профила; хибридно 2D моделиране) – продължение



Фиг. 2.15 Сравнение на изменението на ъгъла на атака α_{ref} за сечението на лопатката по хордата s за числената 2D симулация на профила (airfoil) и хибридният 2D модел (source)



Фиг. 2.15 Сравнение на изменението на ъгъла на атака α_{ref} за сечението на лопатката по хордата c за числената 2D симулация на профила (airfoil) и хибридният 2D модел (source) - продължение

2.6. Числена 3D симулация на примерно установено течение около носещия винт.

В тази част от глава 2 се представя изпълнената числена 3D симулация на тримерно установено течението около носещия винт, за проверка на предложението по-горе хибриден модел за изчисляването на реалното течение през носещия винт на хеликоптера. Проведени са две числени симулации:

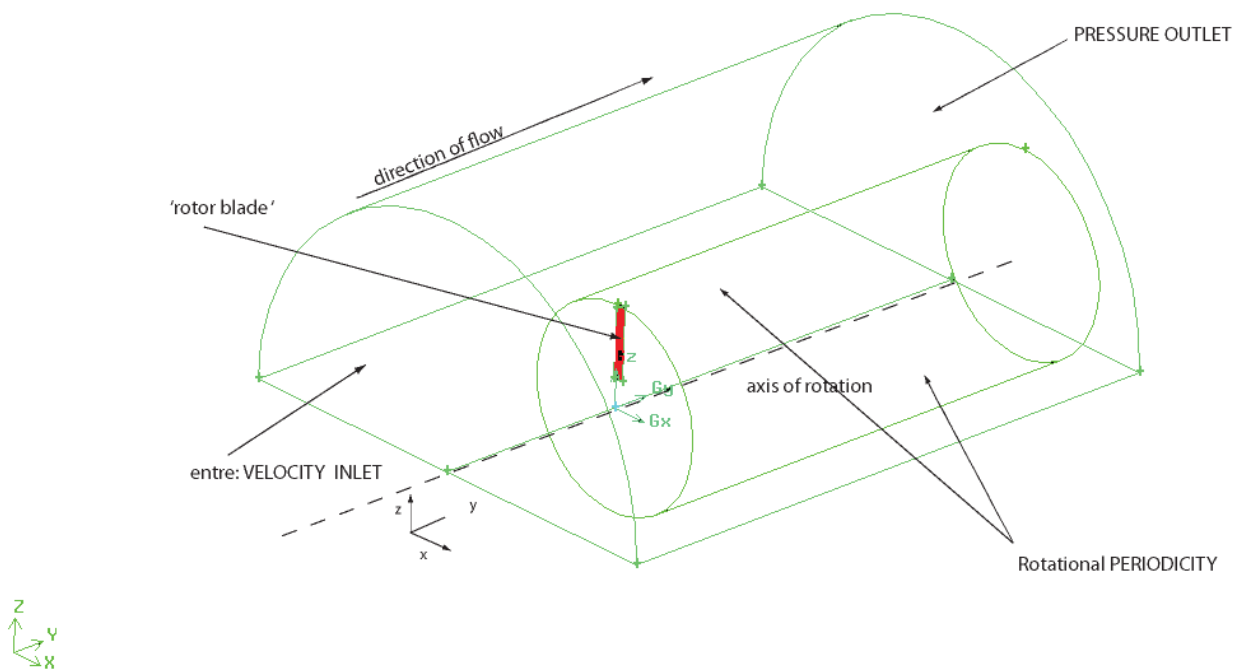
- реална геометрия
- хибриден модел

Разликата между пълния геометричен модел и хибридният се състои в това, че при пълния модел повърхността на лопатките е дефинирана като стена, а при хибридният като вътрешна проницаема повърхност. Така двете мрежи са напълно

идентични, което поставя двата модела при еднакви условия и улеснява сравнението. Числената симулация на хибридно моделиране използва резултатите, получени при на двумерно течение около крилните профили с помощта на специален програмен код функция (UDF-User Defined Function) написана на програмния език C и изпълнявана от Fluent. При пълния модел теглителна сила и въртящия момент се получават непосредствено от интегриране на налягането по повърхността на лопатата.

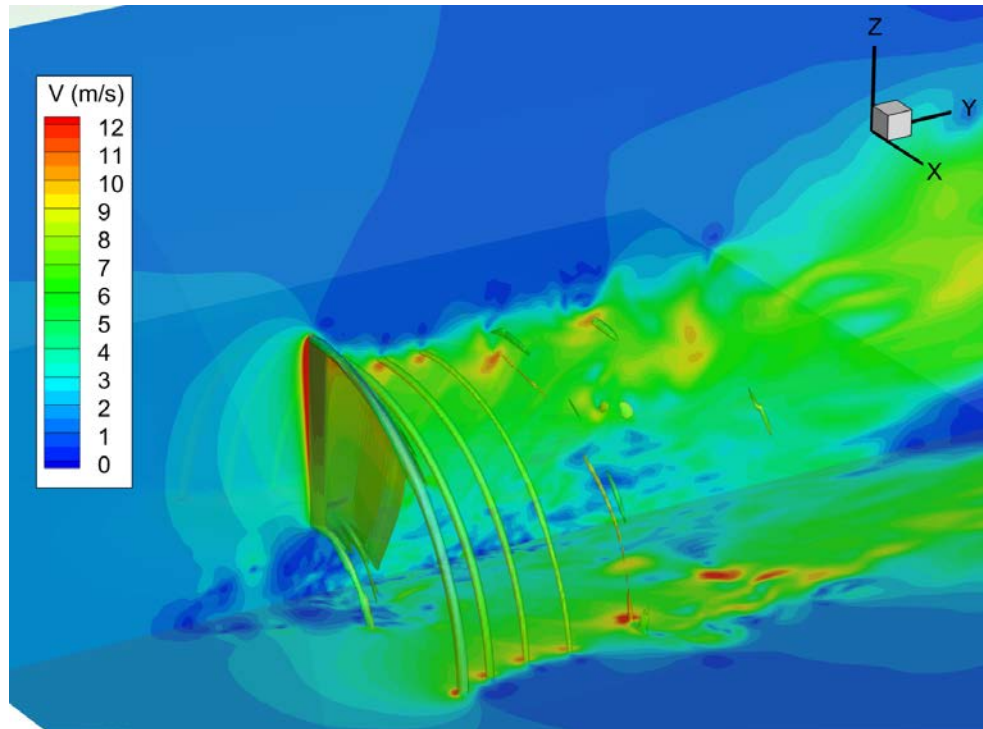
Изчислителната област на модела на носещия винт от числената 3D симулация на течението представлява цилиндричен обем, представящ течението около носещия винт и друг вътрешен цилиндричен обем. Целта на вътрешния цилиндричен обем е да се ограничи областта на изчисляваното течението в близост до винта, където то се ускорява и е възможно неговото смущение. Изчислявайки дебита на течението при числената 3D симулация е възможно да се прецени изменението на градиента на скоростта. След което да се оцени скоростното поле на реално тримерно течение.

При изчисляване на тримерното течение поради периодичната симетричност на течението, областта на симулация на течението около носещия винт е представена от половината от винта -една лопата. Изчислителната област на 3D модела е разделена на две области. При избор на размерите на изчислителната област на 3D модела на винта е използван опита и изследванията на течението около обекти чрез използването на методите на изчислителната аеродинамиката като CFD Fluent [5]. Дължината на цялата изчислителна област на 3D числения модел на носещия винт е $5R$ (където R е радиуса на носещия винт равен на 305 mm). Лопатата на винта около която е направена симулация на течението е разположена на разстояние една трета от входа на изчислителна област във втори цилиндричен обем с дължина $2.5R$, (фиг. 2.16).



Фиг. 2.16 Изчислителна област 3D модел на носещия винт с зададените гранични условия

Изградената изчислителна мрежа около 3D модела на винта е неструктурирана. Около обема, в който е поставена лопатата на винта и в цилиндричната област след него, мрежата е по-финна, с цел по-добро моделиране на струята на винта и краищните вихри. Наличието на свободни вихри в струята на течението е в следствие на крайната дължина на лопатите, съгласно втората теорема на Хелмхолц. Броят на клетките на изградената мрежа около 3D модела на носещия винт е 805 928 клетки, а броят на възлите за цялата мрежа е равен на 4 709 545 възела.



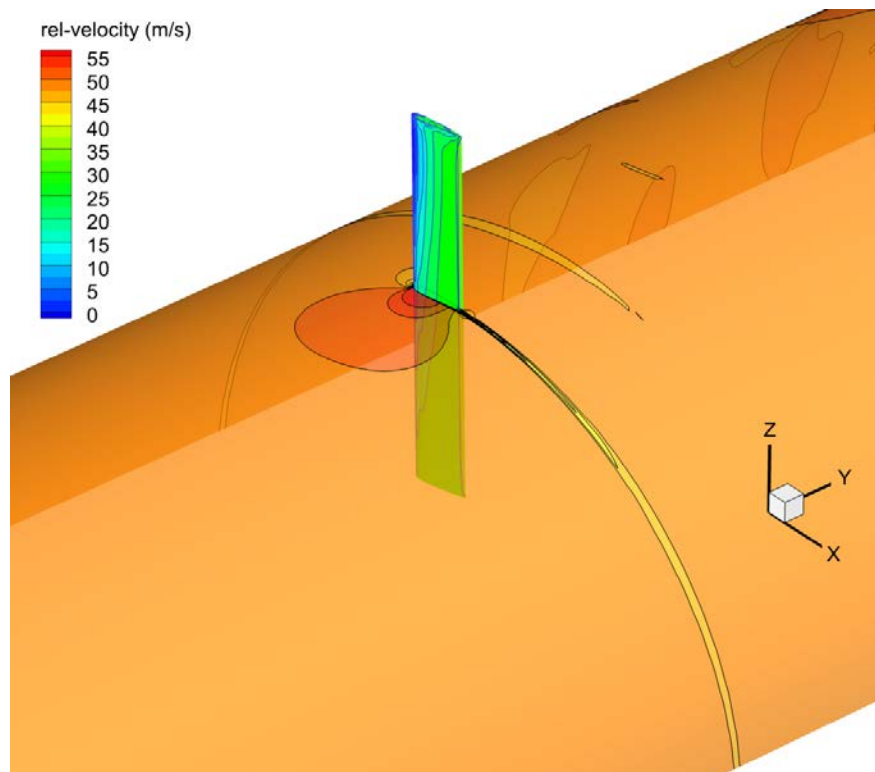
Фиг. 2.17 Поле на скоростта и визуализация на краищни вихри при носещ винт с реална геометрия

Числена симулация

Числената 3D симулация на тримерното установено течение около носещия винт е направена на Fluent. Като скоростта на течението на входа на изчислителната област е равна на 1.675 m/s. Избраната скорост на течението и както и скоростта на въртене на винта, дават стойност на числото Re за крайната хорда на лопатата равно на използвано при числената 2D симулация на течението. Прекъсванията в налягането са приложени върху повърхностите на лопатата зададени като гранични условия стени в среда Gambit на Fluent изчислителя. Зададена е входната скорост: VELOCITY_INLET на течението на входа, (фиг. 2.16). На изхода на изчислителната област като гранично условие е зададено условие за постоянно налягане на течението: PRESSURE_OUTLET, (фиг. 2.16). Избраният модел на турбулентност във Fluent за числената симулация е DES $k-\omega$ SST.

На фиг. 2.17 е представено полето на скоростта около лопатата на винта. За да се визуализират краищните вихри на фигурата е показана повърхността с постоянна

завихреност от $\gamma=1500$ 1/s. Вижда се как краищните вихри разделят потока на две части: външна, със скорост близка до скоростта на несмутеното течение и вътрешна, струя ускорена от лопатите на винта. Тъй като посоката на индуцираните от вихрите скорости е в посока обратна на часовниковата стрела, във вътрешната област на течението в близост до ядрото на краищните вихри, потокът е с увеличена скорост. Обратно, в близост до вихъра, потокът във външната част на течението е забавен и е с много ниска скорост. От полето на скоростите може да се забележи и разпада на системата от краищни вихри, т.нар vortex breakdown, поради хеликоидална неустойчивост и взаимна индукция между вихрите.

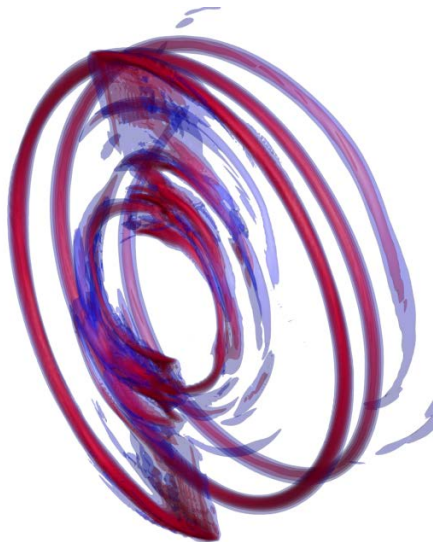


Фиг. 2.18 Разпределение на относителна скорост на потока и статичното налягане по повърхността на лопатата на носещия винт

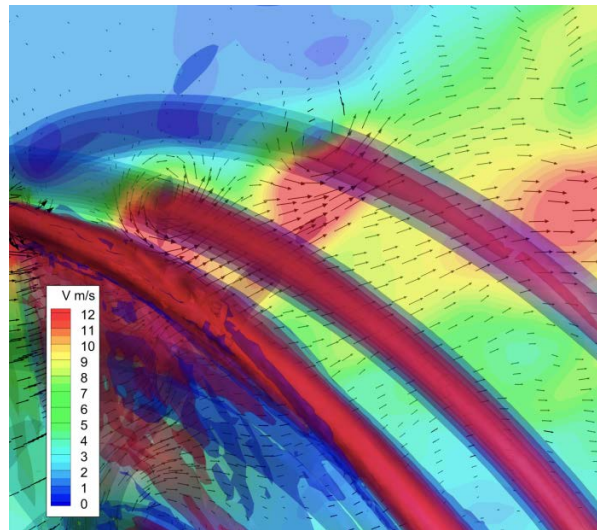
На фиг. 2.18 е показано разпределението на статичното налягане по повърхността на лопатата. Разреждането по смукателната повърхност се увеличава към края лопатата, там където периферната скорост е най-голяма. Относителната скорост около лопатата е показана по цилиндрична повърхнина с радиус 200 mm. Смукателна повърхност на лопатата увеличава скоростта (областта с тъмноревен цвят) и съгласно уравнението на Бернули налягане там пада. След изходящия ръб на лопата се забелязва тънка област с понижена скорост, това е вискозната следа в резултат от загубите в граничния слой.

На фиг.2.19а са показани повърхностите на постоянна завихреност в потока около хеликоптерния винт при моделиране с хибридният модел. В областта където би трябвало да се намират лопатите на винта се вижда добре, как разполагането на обемни масови сили води до увеличение на завихреността. В краища на тези области, както и

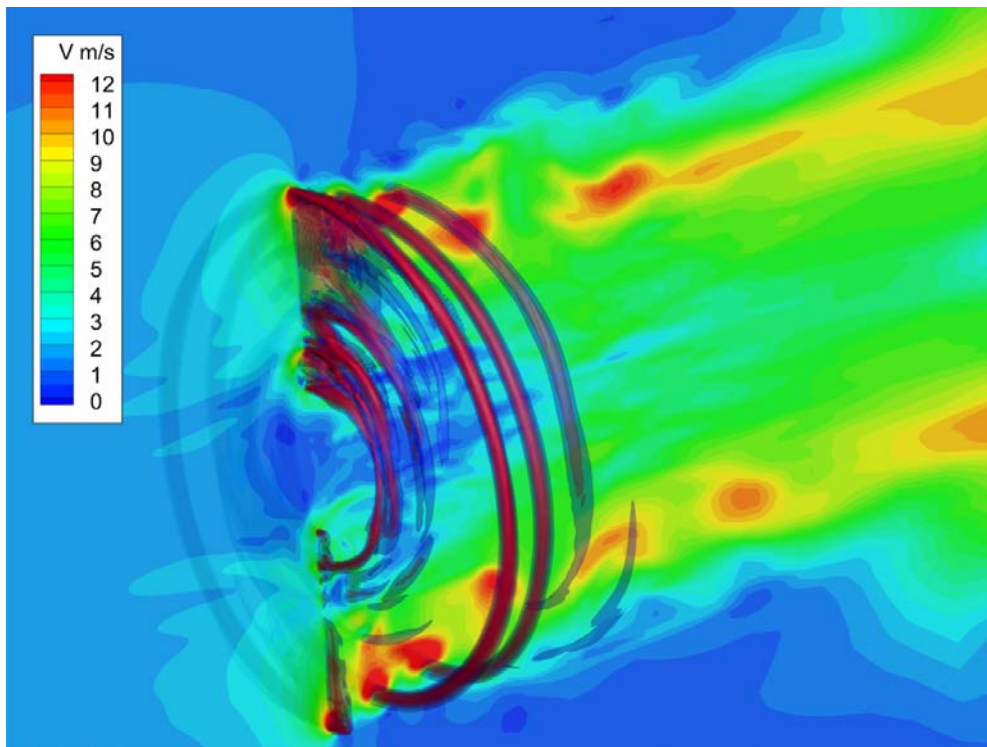
при моделиране с реалните лопати, се наблюдава възникването на краищни вихри с хеликоидална форма.



Фиг. 2.19а Формирането на завихреността на потока при хибриден модел на хеликоптерен носещ винт.



Фиг. 2.19б Поле на скоростта и краищни вихри при хибриден модел на хеликоптерен носещ винт.



Фиг. 2.20 Поле на скоростта и от числения 3D модел на носещия винт

На фиг. 2.19б е показана скоростта в меридианна равнина около винта. Както и при модела с реална геометрия, краищните вихри индуцират скорости променящи

полето на скоростите. Показаните на фигурата вектори, илюстрират ясно как тези вихри ускоряват вътрешното течение.

На фиг. 2.20 е показано скоростното поле на течението получено при числената тримерна симулация на течението около носещия винт с помощта на хибридният модел. Течението и краищните вихри са много близки до тези, получени при моделирането на потока с реални лопати. Малко по-рано обаче се е получило разпадането на вихровата следа.

Критерий за сходимост на решението при численото моделиране на тримерното течение около носещия винт е сходимостта на полето на скоростта. Допълнително се контролира и силите от налягането по повърхността на лопатите на винта. Крайният резултат за стойностите на силата е показан на фиг. 2.21.

"Force Report"						
Forces						
Zone	Forces (n)			Viscous	Total	
parois	Pressure			(0 0 0)		
piéd	(-3.3777542 0.0010612056 -4.0811272)			(0.00041886902 1.4231558e-05 6.5693561e-13)	(-3.3777542 0.0010612056 0.00041886902 1.42319)	
extremite	(0 4.2296935e-10 -0.0043097753)			(0.0020391897 -0.00040626878 0.00091628096)	(0.034537236 0.0050439)	
intrados	(0.032498047 0.0054502646 -0.024035254)			(0.053127114 0.0066966456 -0.0022625045)	(0.29885117 0.17317936)	
extrados	(0.24572405 0.16648272 7.993388e-06)			(0.061308037 0.010385609 -0.00088885147)	(0.43230147 -3.5480105)	
	(0.37099344 -3.5583961 -2.7519507e-05)					
Net	(-2.7285387 -3.3854019 -4.1094917)			(0.11689321 0.016690218 -0.0022350751)	(-2.6116455 -3.3687117)	
Forces - Direction Vector						
Zone	Forces (n)			Coefficients		
parois	Pressure			Pressure	Viscous	Total
piéd	0			0	0	0
extremite	0.0010612056			0.0017325806	0.0017325806	0.0017325806
intrados	4.2296935e-10			1.4231558e-05	6.9056221e-10	2.3235197e-05
extrados	0.0054502646			1.4231981e-05	2.3235197e-05	2.3235888e-05
	0.16648272			0.0088983911	-0.00066329597	0.0082350951
	-3.5583961			0.0050439958	0.010933299	0.28274182
	0.010385609			0.27180852	0.016956097	-5.7926702
Net	-3.3854019			-5.8096263	0.027249335	-5.4999375

Фиг. 2.21 Резултати получени за теглителната сила на числения 3D модел на носещия винт при $V=1.675$ m/s

- ✓ Теглителната сила на носещия винт (силата на налягане спрямо ос y) според резултатите (фиг. 2.21) и отчитайки факта, че носещия винт, използван за целите на това изследване има два броя лопати е $T = 6,7374234$ N
- ✓ Консумирана мощност от носещия винт, изчислена при числената 3D симулация на течението, е равна на $P = M_y \cdot n = 65$ W, където n са оборотите на въртене на винта.

2.7 Заключение

В тази глава е представена концепцията на съществуващите методи, използвани в етапа на хибридно моделиране. Представените хибридни модели са обединени от един основен принцип. Те позволяват заместването на лопатите на носещия винт с обемно разпределени сили по съответен изолиран обем от моделирания обект. Най-опростен е моделът на активния диск. Този модел представлява диск с дебелина, който заменя реалния диск на винта и създава прекъсване в полето на налягането. Това прекъсване в налягането е прието за натоварване. Прекъсванията в налягането ускоряват течението на флуида при хеликоптерния носещия винт. Един от недостатъците на модела на активния диск е, че той не може да моделира нито

интензитета на натоварването на лопатите на винта, нито краищните вихри. Следователно скоростното поле на течението получено с модела на активния диск се различава от това на реалното течение.

За да се избегнат недостатъците на модела на активния диск в настоящата работа се предлага хибридният модел на активната линия. Новото, което е направено тук е, че моделът комбинира два изчислителя: числения CFD и BET метода. Подобно на хибридният модел на активната повърхност при хибридният модел на активната линия натоварването върху лопатите на реалния хеликоптерен носещ винт е заменено с натоварване от обемно разпределени сили върху цилиндричен обем.

Прилагането на хибридният модел на активната линия е задоволително по отношение на точността при изчисляването на идеално, несвиваемо течение. След проведените числени симулации на течението, и в двумерното, и в тримерното пространство, полето на скоростите получено при прилагането на този модел, е много по-близко до това на реалното течение. Следователно приложеният хибриден модел на активната линия е адекватен за целите на провежданото изследване.

Глава 3 Метод на свързване на аеродинамичния с крайно-елементния модел на хеликоптерния винт.

3.1. Въведение

В тази глава се изследва аеродинамиката на шарнирен хеликоптерен носещ винт с отчитане на инерционните и еластични сили на лопатите. При полет напред лопатите на хеликоптерния винт се движат в асиметрично скоростно поле в резултат на което се променят и аеродинамичните сили, приложени върху лопатите. Самите лопати са свързани с шарнирни или еластични връзки към главината на винта, в резултат на което възникват махови движения. Допълнително, поради тегловни изисквания, конструкцията на лопатите е еластична и променя формата си. В резултат на променената форма и траектория на движение се променят и аеродинамичните сили. Поради това при изследване на аеродинамиката на винта е наложително да се отчитат движението на лопатата в пространството (маховите движения), както и деформацията и. Решаването на тази задача е обект на аероеластичността.

Съвместното решаване на задачи на аеродинамиката, на динамиката и на еластичността на конструкцията в един и същ изчислителен алгоритъм е много трудно и е осъществимо само в определени случаи. Трудността е следствие на различните методи за решаване на граничните задачи за диференциалните уравнения, както и предвид различните критерии за точност и сходност на изчислителните схеми. За да бъдат избегнати тези трудности обикновено се прибегва до отделно решаване на задачите с отчитане на взаимното влияние.

Предвид сложното взаимодействие на аеродинамичните, еластичните и инерционни сили, действащи върху лопатите на винта, в настоящата глава е предложен алгоритъм на свързване на аеродинамичната и структурната задача. За аеродинамичен модел е избран предложеният в глава 2 хибриден модел. За решаване на структурната задача е предложен модел, основан на метода на крайните елементи. Алгоритъмът на свързване на двете задачи е транзиентен и предполага обмяна на информация между двата модела на всяка времева стъпка. Така например аеродинамичният модел получава информация в началото на всяка стъпка за маховото движение на лопатата и изменението на формата и. В края на стъпката пък, аеродинамичният модел задава полученото ново аеродинамично натоварване на лопатите. Процесът е итеративен и продължава до циклична повтаряемост на резултатите.

3.2. Аеродинамичен модел

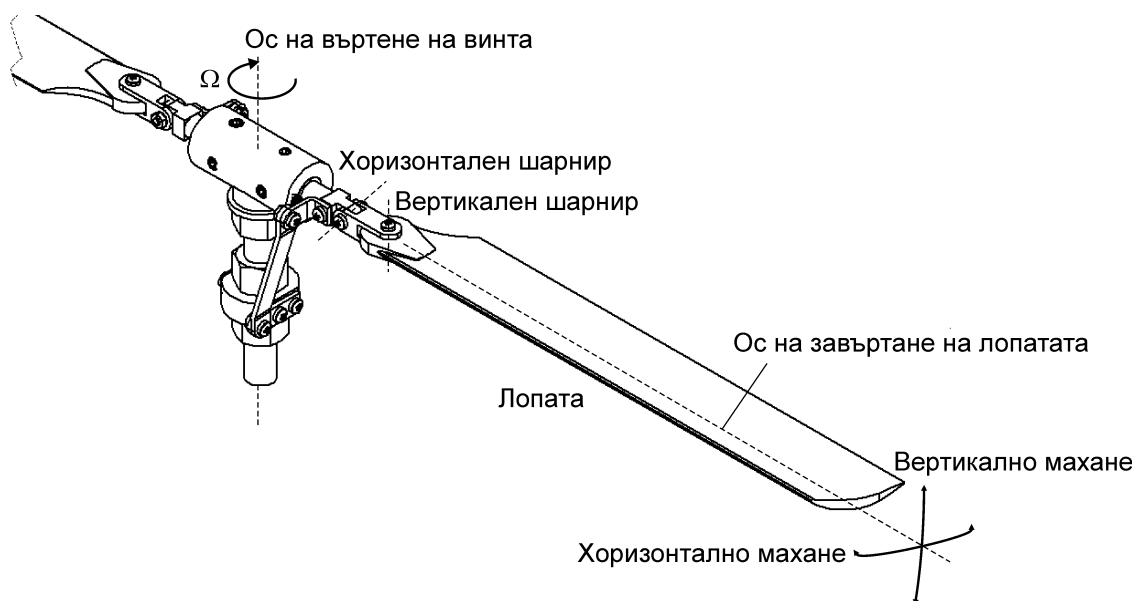
За решаване на аеродинамичната задача се използва предложеният в глава 2 хибриден модел. Предимството му е, че за моделирането на движението на лопатата не е необходимо деформирането на мрежата, тъй като силовото въздействие на лопатата е заменено с действието на обемни сили. Тези сили не са предварително известни и се пресмятат в зависимост от скоростта и ъгъла на атака на потока пред съответното лопатъчно сечение. В случай на установен поток подемната и съпротивителна сила

биха могли да се определят от аеродинамичните характеристики на профила. Ако потокът е неустановен обаче, е необходимо да се използват нестационарни профилни характеристики. Тези характеристики могат да се пресметнат или с помощта на полуемпирични зависимости, или по чисто изчислителен път, както е показано в глава 2. При пресмятане по полуемпиричните зависимости са необходими голям брой константи, определени по експериментален път и резултатите не винаги са точни, особено в случай на динамично откъсване. За това в работата е избран численият начин за определяне на аеродинамичните сили. По този начин аеродинамичната задача се свежда до решаване на хибридният 3D модел с помощта на числения 2D модел за пресмятане на аеродинамичните сили за определен брой сечения по дължината на лопатата. Решението се получава по итеративен път. В началото на всяка итерация в тримерния модел се задават обемни разпределени сили от двумерните задачи, които са получени от предходната итерация. В резултат на решението на тримерната задача се пресмятат параметрите на потока по дължината на лопатата, необходими за двумерните задачи. Така предложеното аеродинамичното моделиране е квази-тримерно. Потокът около винта е пространствен, но обемно разпределените сили, представящи силовото въздействие на лопатите на винта са получени чрез решаване на определен брой плоски задачи.

3.3. Структурен модел на носещ винт на хеликоптер.

Обикновено хеликоптерните винтове използват хоризонтални, вертикални и осеви шарнири. Тези шарнири осигуряват на всяка една от лопатите да извършва махово и постъпателно движение под действие на външните сили. Така основата на лопатата е разтоварена от огъващи моменти, а положението и в пространство се определя от равновесието на аеродинамичните, инерционните и еластичните сили. При висене потокът около винта е установен и на всяка лопата действат едни и същи аеродинамични натоварвания. При праволинеен полет потокът обаче е асиметричен, силите действащи върху лопатите зависят от азимуталното положение на лопатата. За това при моделиране на праволинеен полет е необходимо да бъде използван транзиентен структурен анализ.

На фиг.3.1 е показан изглед на конструктивния модел на хеликоптерен винт с хоризонтален и вертикален шарнири, обект на изследване в настоящата работа. Конструкцията на винта се състои от главина и шарнирна връзка, изработени от алуминиева сплав 7079 и лопата, направена от балса. Данните за геометрични и масови характеристики на моделния хеликоптерен винт са дадени в таблица 3.1. Характеристиките на материалите, използвани за моделния хеликоптерен винт са дадени в таблица 3.3.



Фиг. 3.1 Конструктивен модел на хеликоптерен винт с хоризонтален и вертикален шарнир.

Таблица 3.1 Геометрични и масови характеристики на хеликоптерния винт

<p><u>Изглед на винта с лопатата,</u> всички размери са в mm</p>				
<p><u>Геометрични характеристики на сеченията:</u></p> <p>Площ на сечението: A, m</p> <p>Инерционен момент спрямо ос x, I_{xx}, m⁴</p> <p>Центробежен инерционен момент, I_{xz}, m⁴</p> <p>Инерционен момент спрямо ос y, I_{yy}, m⁴</p> <p>Координата x на оста на коравина спрямо центъра на тежест с.г., x_{sc}, m</p> <p>Координата z на оста на коравина спрямо центъра на тежест с.г., z_{sc}, m</p>	<p style="text-align: center;">A</p> <p style="text-align: center;">0.452×10⁻³</p> <p style="text-align: center;">0.163×10⁻⁷</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.163×10⁻⁷</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.000</p>	<p style="text-align: center;">B</p> <p style="text-align: center;">0.636×10⁻⁴</p> <p style="text-align: center;">0.321×10⁻⁹</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.321×10⁻⁹</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.000</p>	<p style="text-align: center;">C</p> <p style="text-align: center;">0.810×10⁻⁴</p> <p style="text-align: center;">0.547×10⁻⁹</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.547×10⁻⁹</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.000</p>	<p style="text-align: center;">E</p> <p style="text-align: center;">0.106×10⁻³</p> <p style="text-align: center;">0.127×10⁻⁹</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.127×10⁻⁹</p> <p style="text-align: center;">0.002</p> <p style="text-align: center;">0.000</p>

Крайно-елементният модел на винта е създаден с помощта на програмния продукт ANSYS. Лопатата е представена като еластична греда, шарнирно закрепена към главата винт. За моделиране на гредата се използва крайния елемент BEAM44. Шарнирите са моделирани с крайният елемент MPC 184-4 Revolute Joint. Хеликоптерният винт се състои от 23 крайни елемента, от които 17 за лопатата и 4 за главината от типа BEAM44, и 2 от типа MPC 184-4 за вертикалния и хоризонталния шарнир (Табл. 3.2).

Таблица 3.2 Крайно-елементен модел на хеликоптерния винт

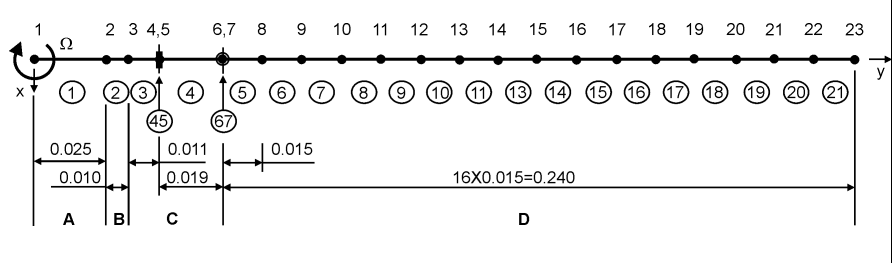
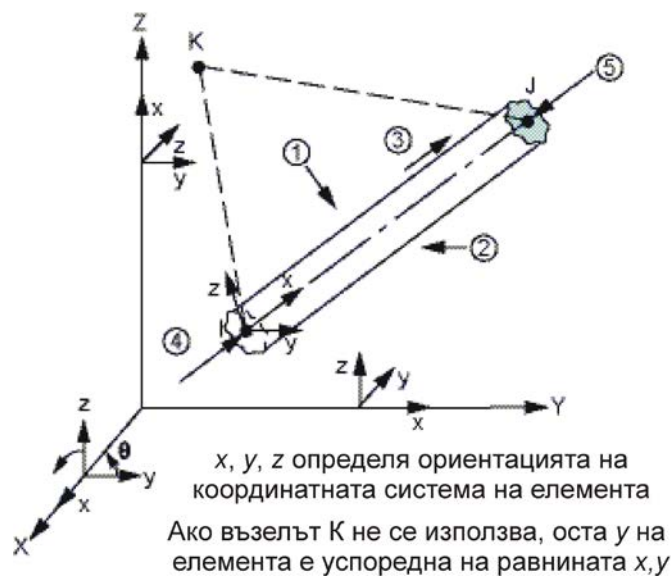
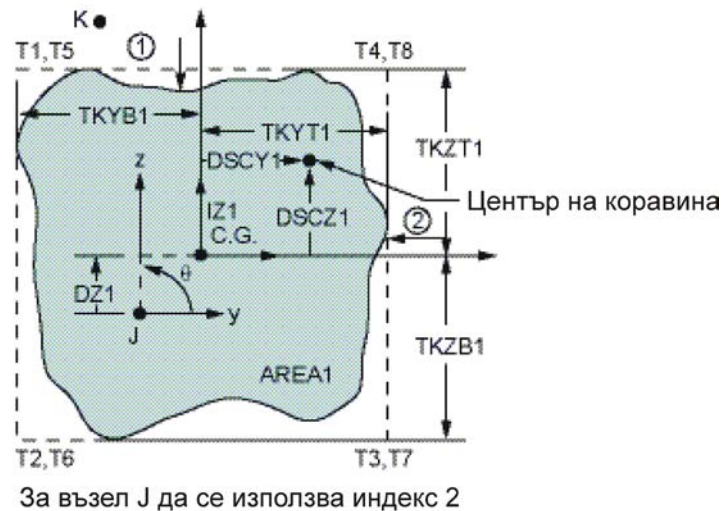
<p><u>Крайно елементен модел:</u> Възли: 1-23 Елементи: 1-21, 45, 67</p>	
<p>Вид на елементите: Елементи: 1-21 Елементи: 45 и 67</p>	<p style="text-align: center;">BEAM 44 MPC-184 revolute joint</p>

Таблица 3.3 Характеристики на материалите използвани за хеликоптерния винт.

Свойства на материала:	Елементи: 1-4 Алуминиева сплав 7079 (изотропен материал)	Елементи: 5-21 Балса (ортотропен материал)
Модул на еластичност, E_x , GPa	71.7	3.400
Модул на еластичност, E_y , GPa		0.156
Модул на еластичност, E_z , GPa		0.051
Модул на срязване, G_{xy} , GPa	26.9	0.183
Модул на срязване, G_{xz} , GPa		0.126
Модул на срязване, G_{yz} , GPa		0.017
Плътност, ρ , kg/m ³	2800	160

Елементът BEAM44 е особено подходящ при моделиране на хеликоптерни лопати, самолетни крила и витла, тъй като може да описва елементи от конструкцията с несиметрични сечения, при които центърът на тежестта и центъра на коравина не съвпадат. Този елемент има шест степени на свобода във всеки възел: три трансляции и три ротации. Възможни са следните допълнителни опции: отчитане на влиянието на деформациите от срязване, остатъчни напрежения и отчитане на големи деформации. Геометрията, разположението на възлите и на координатните системи използвани при

този елемент са показани на фиг.3.2. Елементът е разположен чрез координатна система, определена от възлите I, J и K, или с ориентировъчен ъгъл θ , както е показано на фиг.3.2. Главните инерционни оси на гредата съвпадат с координатната система на елемента x , y и z с ос x минаваща през центъра на тежестта (с.g.).



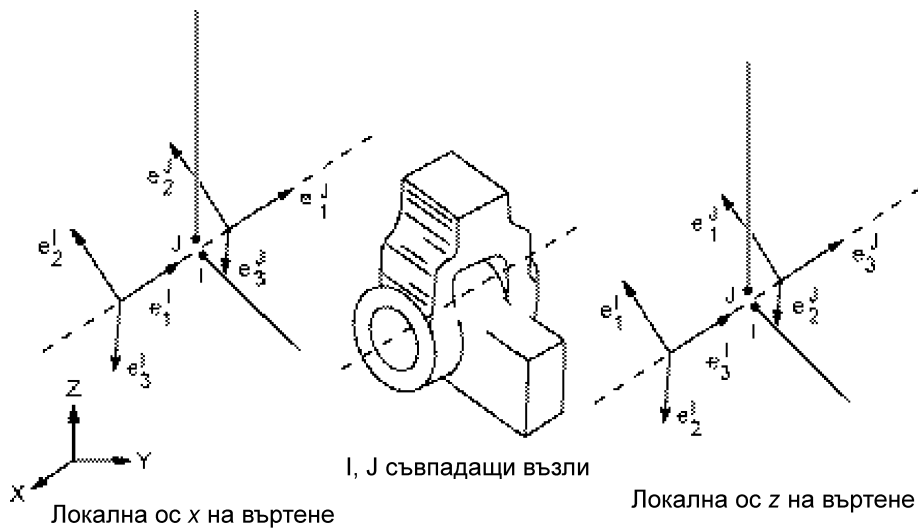
Фиг. 3.2 Геометрия и разположение на възлите на елемент BEAM44, [4]

Оста x на елемента е ориентирана от възел I към възел J. При опцията с елемент с два възела, $\theta=0^\circ$. Обикновено използването на възела K дава предимство при ориентацията на елемента спрямо оста x .

Константите на елемента описват гредата чрез напречно сечение, инерционни моменти и разстоянието от центъра на тежестта до центъра на коравина. Инерционните моменти се задават спрямо главните инерционни оси на гредата. Константите на отместване D_X , D_Y и D_Z определят разположението на центъра на тежестта спрямо

разположението на възела. За повече подробности за възможностите на елемента BEAM44 може да се направи справка в [4].

За моделиране на хоризонталния и вертикалния шарнири е използван елементът MPC 184-4. Този елемент има два възела и само 1 степен на свобода – относителната ротация около оста на ставата или шарнира. На фиг.3.3 е показана геометрията и разположението на възлите на този елемент. Възлите I и J определят елемента. Двата възела трябва да имат идентични пространствени начални координати. Трябва да се зададе локална координатна система във възела I. Има възможност да се зададе втора локална координатна система във възела J. Ако не е зададена, за локалната координатна система във възела J, се приема че е същата, както във възела I. Допълнително ANSYS дава възможност да се моделира коравината, демпфирането и хистерезисното триене в шарнира. За повече подробности за възможностите на елемента MPC 184-4 може да се направи справка в [4].



Фиг. 3.3 Геометрия и разположение на възлите на елемент MPC 184-4 [4]

За изчисляване на деформациите е използван транзитен анализ. Диференциалното уравнение, което се решава е

$$[M]\{\ddot{q}\} + [C]\{\dot{q}\} + [K]\{q\} = \{F(t)\}, \quad (3.1)$$

където:

- [M] е масовата матрица на конструкцията
- [C] е матрицата на демпфиране на конструкцията
- [K] е матрицата на коравина на конструкцията
- {q} е матрицата на преместванията на възлите на елементите
- {F(t)} е векторът на външните натоварвания.

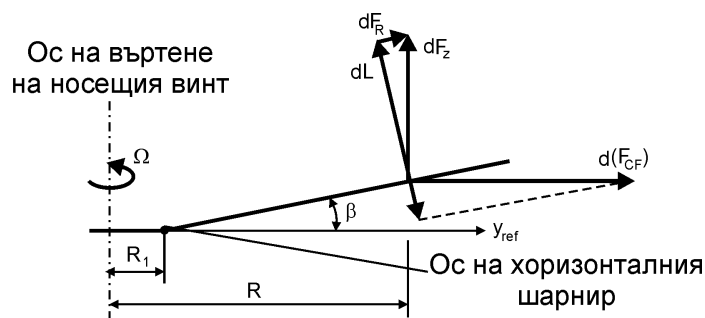
Външните натоварвания включват:

- аеродинамични сили
- центробежни сили
- кориолисови сили
- жirosкопични сили.

Аеродинамичното натоварване се пресмята от хибридният модел и се пренася в структурния модел. Натоварванията от центробежни, кориолисови и жирокопични сили се изчисляват в структурния модел, в зависимост от ускоренията и ъгловите скорости на елементите за всяка времева стъпка.

Изчисляването на центробежните сили става по следния начин. В съответствие с фиг.3.4 и 3.5, се разглежда малък елемент от лопата с дължина dy на разстояние y от оста на носещия винт. Масата на този елемент е $m dy$. Центробежната сила действаща в равнината на въртене е

$$d(F_{CF}) = m\Omega^2 y dy . \quad (3.2)$$



Фиг. 3.4 Равновесие на аеродинамичните и центробежни сили спрямо хоризонталния шарнир на хеликоптерна лопата

При вертикален шарнир (фиг.3.5), върху елемент от лопата ще действа също центробежна сила и нейната компонента перпендикулярна на оста на лопатата е:

$$d(F_{CF}) = m\Omega^2 y dy \zeta \quad (3.3)$$



Фиг.3.5 Равновесие на аеродинамичните и центробежни сили спрямо вертикалния шарнир на хеликоптерна лопата

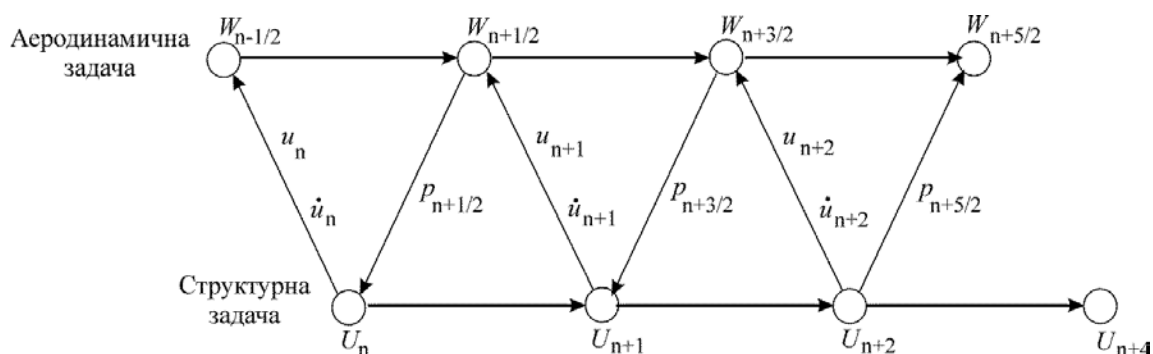
Кориолисовите и жирокопични сили се пресмятат подобно на показания по-горе начин.

Има два метода в ANSYS които могат да се използват за решаване на линейни диференциални уравнения. Това са интегриращия метод на разликите и интегриращия метод на Newmark [4].

3.4. Последователност на работата на предложения метод на куплиране (свързване).

Предложеният метод на куплиране (свързване) в настоящия труд се основава на алгоритъма „Improved Serial Staggered (ISS)” предложен от Farhat & Lesoinne [34], [101]. Този алгоритъм се състои в определена последователност на размяна на

параметри между паралелно решаваните две задачи, аеродинамична и структурна. Авторите показват, че предложеният метод дава добра точност и устойчивост, и е достатъчно ефективен при решаване на проблеми близки до решавания в настоящата работа. Последователността на изпълнение на разработения алгоритъм на куплиране е показана на фиг. 3.6.



Фиг. 3.6 Алгоритъм на куплиране на аеродинамичния с крайно-елементния модел на винта

1. След инициализация на решението за всичките следващи стъпки, когато n броят на итерациите е $n \geq 1$, изчислителната мрежа описваща течението около винта се обновява, както следва:

$$\{\dot{x}\}_n = \{\dot{u}\}_n; \text{ и } \{x\}_{n+1/2} = \{x\}_{n-1/2} + \Delta t \{\dot{u}\}_n \quad (3.4)$$

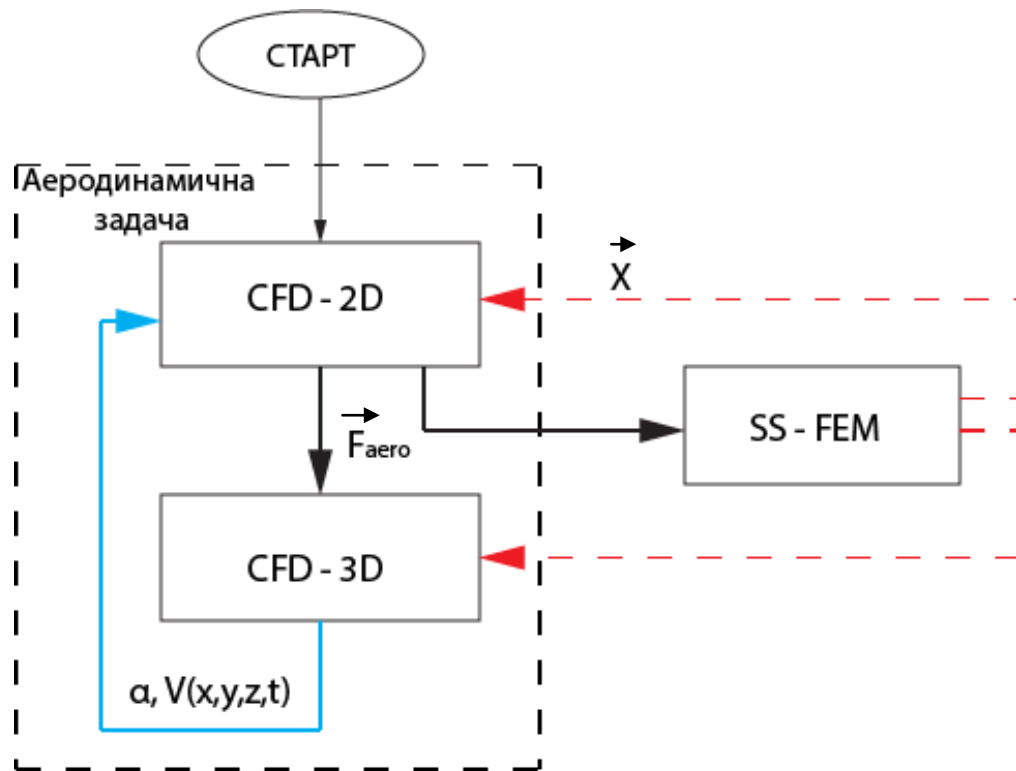
2. Векторът описващ аеродинамичната задача $\{W\}$ е получен при времева стъпка $n+1/2$.
3. Изчислени са аеродинамичните сили и след това са приложени във възлите от крайно-елементния структурен модел на лопатата.
4. Структурната задача работи с зададената времева стъпка.

Тогава, изчислителната мрежа в числения аеродинамичен модел се премества, и точка 1 се повтаря.

Аеродинамичните сили, действащи на повърхността на хеликоптерните лопати се пресмятат от двумерното моделиране на потока за определен брой сечения по дължината на лопатата.

Деформациите и преместването на хеликоптерните лопати на винта, резултат от тяхното махово и постъпателно движение, са изчислени чрез разработения за целта структурен модел на хеликоптерната лопата в среда ANSYS.

Схемата на свързване на двата модела е дадена на фиг. 3.7, където



Фиг. 3.7 Схема на свързване на аеродинамичния със структурния модел на винта.

- CFD 2D представя блока на аеродинамичен CFD 2-D модел на профила, изчисляващ аеродинамичните сили – \vec{F}_{aero}
- CFD 3D представя блока на хибридният CFD модел на винта, служещ за изчисляване на скоростното поле на течението.
- SS - FEM представя крайно-елементния модел на хеликоптерната лопата на винта, изграден чрез МКЕ в среда ANSYS, пресмятащ \vec{X} линейните и ъглови премествания и деформациите на лопатите.

Процесът на решение е итеративен. В края на всяка времева стъпка, изчислените от аеродинамичния двумерен модел сили по дължината на лопатата се записват във файл. Този файл съдържа всички стойности на силите по дължина на лопатата на винта във функция на времето. Изчислените стойности се използват при изчисленията с крайно-елементния модел на лопатата в ANSYS. В процесът на решение изчисленията са стартирани от нулева стойност на времето и след получаване на времето на завъртане на хеликоптерните лопати и съответното им преместване, се стартира хибридният CFD 3-D модел, който пресмята резултантното скоростно поле на течението. На всяка времева стъпка, в зависимост от промяната в стойностите на преместването на всяко от сеченията на хеликоптерната лопата и ъгъла α , се обновяват и стойностите, които се пресмятат за скоростното поле на течението около винта, изчислени с аеродинамичния Хибриден модел. След което, стойностите на градиентите на допълнителните индуцирани скорости се преизчисляват за всяка времева стъпка, в зависимост от преместването и силите действащи на хеликоптерните лопати на винта.

Така получените индуцирани скорости се прилагат в Хибридният CFD 3-D модел върху активната линия.

3.5. Числени резултати

В режим на висене:

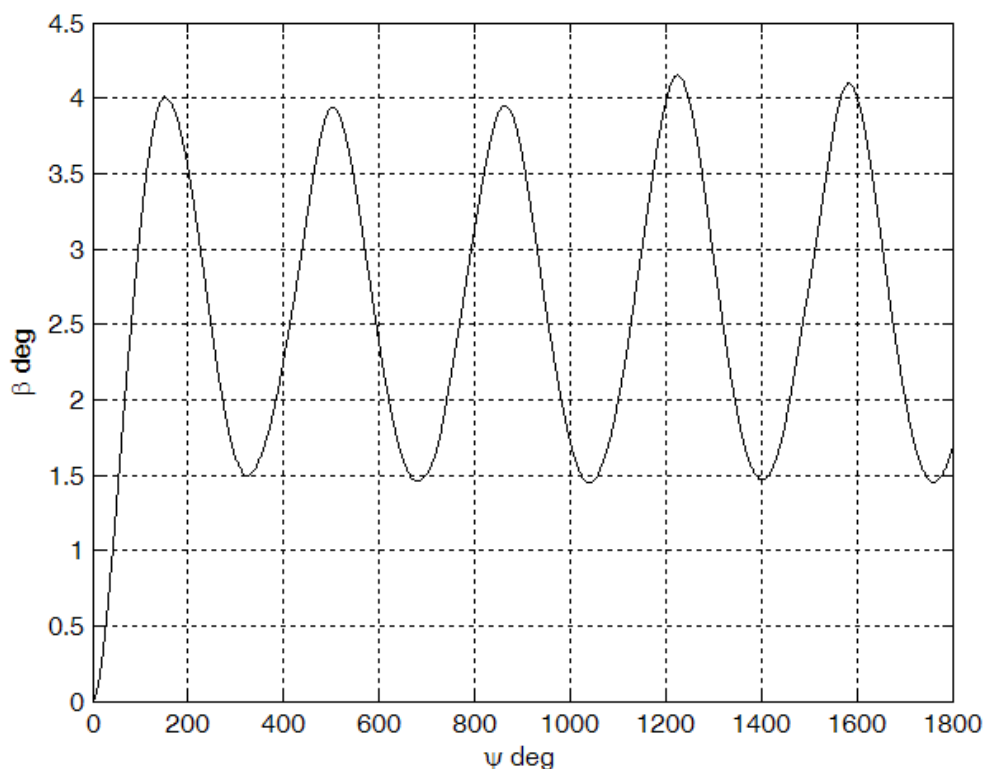
С ъгъл β е означен ъгъла на вертикалното преместване на лопатата, а с ζ е означен ъгъла на изоставане на лопатата. При този режим на полет честотата на въртене на носещия винт е 2000 rad/s. Ъгълът на вертикалното преместване на лопатата β се получава 3.13° и ъгъла на изоставане на лопатата ζ е равен на 0.35° .

В режим на праволинеен полет:

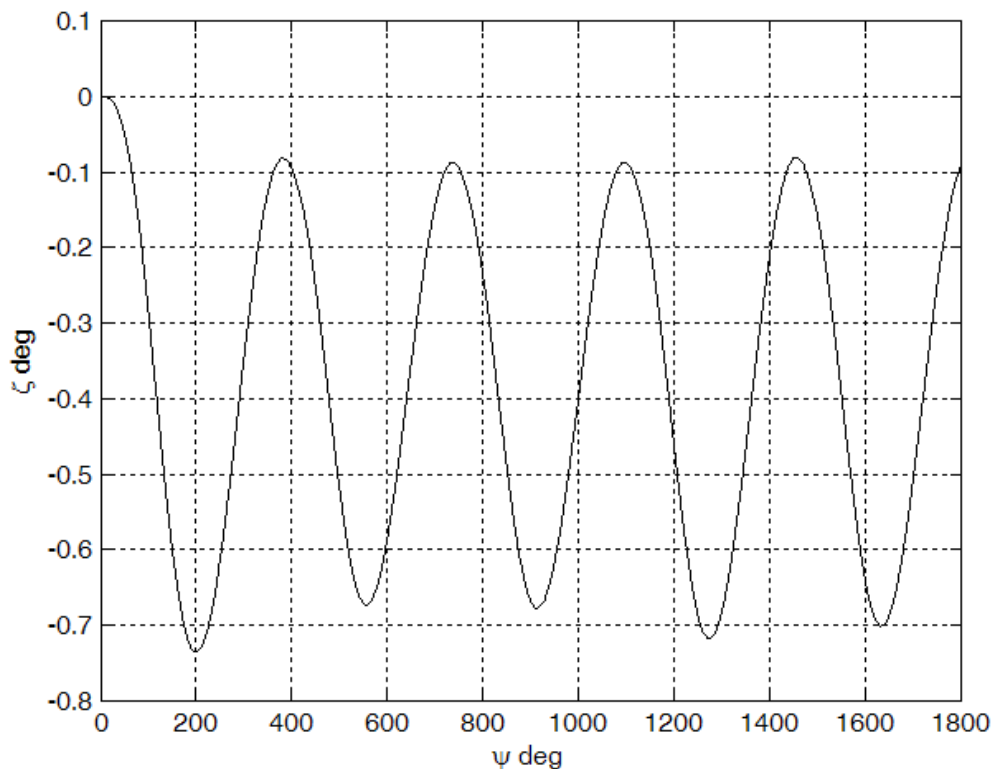
С β е означен ъгъла на вертикално махово движение, а с ζ е означен ъгъла на хоризонталното махово движение на лопатата.

При този режим на полет честотата на въртене на носещия винт е 2000 rad/s и хеликоптерът се движи със скорост от 17 m/s. Конусът на винта е наклонен на 10° .

На фиг.3.8 е показан ъгълът на вертикалното махово движение на лопатата β в зависимост от азимута ψ за режим на праволинеен полет. На фиг.3.9 е показано ъгъла на хоризонталното махово движение ζ от изменението на ъгъла на азимута.



Фиг. 3.8 Ъгъл на вертикалното махово движение на лопатата β в зависимост от азимута ψ за режим на праволинеен полет



Фиг. 3.9 Ъгъл на хоризонталното махово движение ζ в края на лопатата в зависимост от азимута ψ

Получените от крайно-елементния модел огъващи и усукващи деформации на лопатата на изследвания винт са пренебрежимо малки. Затова са показани само ъгълите на вертикално и хоризонтално махане в края на лопатата.

Резултатите потвърждават, че центробежните сили са доминиращи и затова ъгълът на вертикалното махане на лопатата β и ъгъла на хоризонталното махане ζ остават малки. Освен това, тъй като силата на челно съпротивление е в порядък по-малка от подемната сила, ъгълът на вертикалното махане на лопатата β е по-голям от ъгъла на хоризонталното махане ζ .

3.6. Заключение

В тази глава е представен метод на куплиране за изчисляване на динамичното поведение на хеликоптерен носещ винт. Предложеният метод се основава на комбинирането на разработения аеродинамичен хибриден модел и крайно-елементния модел. Предложен е алгоритъм на свързване на аеродинамичната и структурната задача. Алгоритъмът на свързване на двете задачи е транзиентен и предполага обмяна на информация между двата модела на всяка времева стъпка.

Глава 4 Числена симулация на нестационарното течение около носещия винт на хеликоптер – изследване на явлението динамично откъсване

4.1. Въведение в неустановената аеродинамика на винта

В настоящата глава са разгледани особеностите на моделиране на нестационарното течение около крилен профил. Характерът на неустановеното течение около профила и неговите особености може да бъде изяснен чрез изследване, което може да бъде направено с използването на числените експерименти.

Според аеродинамичните теории, описващи поведението на профила на винта, нестационарността на течението около него се дължи на много причини. Според анализа направен от Leishman [65], има няколко вида източници, които пораждаат неустановените ефекти в потока около лопатите на винта, влияещи на аеродинамичните натоварвания.

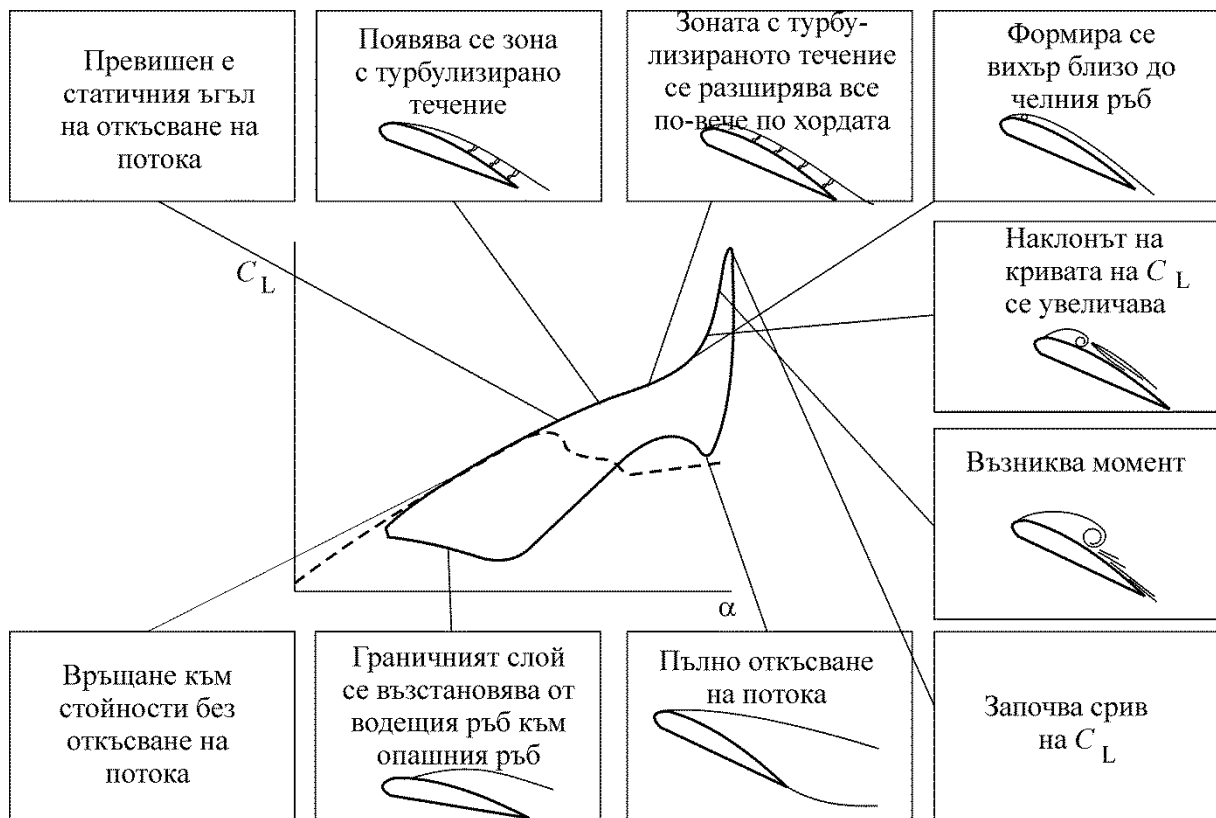
Като две основни причини Leishman, [65] посочва маховото и постъпателно движение на лопатата. Те се явяват предпоставка за огъването и усукването на лопатата със сравнително висока честота, но са с различна амплитуда. Маховото и постъпателно движение водят до значително изменение на ъглите на атака на потока до дължината лопатата в зависимост от азимуталното положение. При нестационарно повишение на ъгъла на атака, откъсването на потока става при значително по-големи ъгли в сравнение със статичните. При достигане обаче на критични стойности, откъсването на потока става рязко и се съпровожда с почти мигновено понижение на подемната сила. В последствие, потокът се присъединява отново към обтичаната повърхност едва след значително намаляване на ъгъла на атака. Това явление свързано с големи изменения на коефициентите на подемна сила, на челно съпротивление и надлъжния момента, в сравнение със стойности на параметрите на установен поток, се нарича динамично откъсване.

В тази глава са представени различни полуемпирични модели за пресмятане на динамичното откъсване на потока. Показани са техните предимства и недостатъци, и в резултат на представения анализ е взето решение за използването на числен метод. Този метод е тестван с различни параметри на моделиране и получените резултати са сравнени с експериментални изпитания и числени експерименти на други автори. Анализът показва, че предложеният числен метод дава задоволителни резултати и може да бъде използван за моделиране на неустановен поток около крилен профил.

4.2. Същност на явлението динамичното откъсване и влиянието му върху носещия винт.

Според Leishman [65], динамичното откъсване при крилни профили и други носещи повърхности може да се покаже при осцилиращо движение на профила (pitching) или пък при вертикални движения на потока (plunging) при ъгли на атака превишаващи критичните стойности. При това явление по повърхността на профила в областта на челния ръб се образува вихър, който е източник на силни смущения. Този вихър не е устойчив и бързо се премества по повърхността на профила, назад към

изходящия рѣб. Това води до рязко преместване на центъра на налягане назад по хордата на профила, което води до създаването на голям пикиращ момент на профила. Неустановените аеродинамични натоварвания в резултат от *динамичното откъсване* на течението могат да доведат до увеличаване на напреженията на лопатката, както и до поява на вибрации в хеликоптерния винт. Началото на динамичното откъсване на потока е индикатор за изменения в зависимостите на коефициента на подемната сила от ъгъл на атака и на коефициента на челното съпротивление от същия ъгъл и появата на хистерезис в тях. Хистерезисните цикли, които се наблюдават в аеродинамичните характеристики, съответно $C_L(\alpha)$, $C_D(\alpha)$ и $C_M(\alpha)$, са предпоставка за възникване на неустановените аеродинамични натоварвания на лопатките на винта. Сложната нелинейна природа на динамичното откъсване и литературните източници показват, че поведението на течението при това явление може да се моделира чрез използването на числени методи за решаването на уравненията на Навие-Стокс, използвайки например програмния пакет CFD Fluent.



Фиг. 4.1. Схема за структурата на течението по време на процеса на динамично откъсване

Структура на потока при явлението динамично откъсване

Многобройните изследвания, свързани с темата за *динамичното откъсване* показват образуването на вихри по повърхността на профила при високи градиенти на налягане Δp , [65]. Вихрите които се зараждат в областта на атакуващия рѣб са основен източник на неустановеното аеродинамично натоварване по повърхността на профила (фиг. 4.1). Началото на динамичното откъсване на потока като се отчита неговата

свиваемост е разгледано подробно от Beddoes, [8,9], Lorber, [68] и Chandrasekhara & Carr, [19,20]. Но Leishman в [65] обобщава, че има малко съвременни изследвания по тази тема, които отчитат влиянието на комбинацията от два основни параметъра като числото на Рейнолдс Re и числото на Мах M . Това е от значение при анализа на аеродинамиката на хеликоптерния винт. Според същия автор [65] неустановеното аеродинамично натоварване за всяко от сеченията на лопатата на винта е показало резки изменения на числото M , което е един от основните неустановени аспекти от проблемите, свързани с явлението *динамично откъсване*.

Анализ на влиянието на някои параметри характеризиращи явлението динамично откъсване

Явлението *динамичното откъсване* на потока е било обширно изследвано чрез провеждането на експериментални тестове на крилни профили в аеродинамични тръби. Leishman в [65] показва, че изменението на параметрите като амплитудата A на ъгъла на атака α по време на осцилирането (махането) на профила, средния ъгъл на атака α_0 на профила и честотата k на осцилирането (махането) на профила, влияят силно на вихрообразуването на течението в областта около атакуващия ръб, възстановяването на потока и оттам на аеродинамичните характеристики на винта

Честотата k е важен параметър при описването на неустановеното аеродинамично поведение на профила. Този параметър се използва за критерий при определяне на степента на нестационарност на течението около профила. Честотата k зависи от аеродинамична хорда на профила b , където $b=c/2$, където c е хордата на профила, така че

$$k = \frac{\omega b}{V} = \frac{\omega c}{2V} \quad (4.1)$$

където ω е ъгловата скорост, а V е несмутената скорост на потока. Когато $k=0$, потокът е стационарен, [65]. За $0 \leq k \leq 0.05$, течението е квази-установено. Това означава, че неустановените ефекти, характерни за динамичното откъсване, са малки. Обикновено, за честота $k \geq 0.05$ потокът се разглежда като нестационарен.

В [80] са представени експериментални данни с честотата $k=0.10$, като ъгълът на атака α на профила, който извършва осцилиращото движение, се изменя по закона:

$$\alpha = \alpha_0 + A \sin \omega t \quad (4.2)$$

Това е предпоставка за появата на *динамичното откъсване* на потока. Този процес на изменение на горепосочените параметри води до значителни промени в неустановените натоварвания на винта. Изменяйки един параметър, докато оставяме другите параметри относително постоянни, може да се осигури по-добро разбиране на физиката на явлението. Анализът на експерименталните резултати [65] получени за аеродинамичните коефициенти C_L и C_M на профил NASA 0012 показва, че ако се държи постоянна амплитудата, но се намалява честотата k до стойности 0.075, аеродинамичното натоварване върху профила се изменя, като се наблюдават два вида динамично откъсване:

1) леко (light) динамично откъсване, наблюдаващо се при по-ниски стойности на средната амплитуда α_0 ;

2) дълбоко (deer) динамично откъсване, при по-големи стойности на α_0 .

Тези явления са разгледани от McCroskey и др. в [77,78] и Carr и др. в [13,14].

Ако форма на цикъла на коефициентите на подезната сила C_L и на момента C_M в зависимост ъгъл на атака α е елиптичната, то може да се заключи, че присъединяването на потока по повърхността на профила става когато профила извършва махово движение надолу. При това за стойностите на ъгъла на атака α по-малки от критичните.

По-високите стойности на средния ъгъл на атака α_0 са причина за силно вихрообразуване в областта на около атакуващия ръб на профила и създаването на аеродинамични натоварвания, които са характерни за лекото динамично откъсване.

При достигане на критичен ъгъл на α_0 се наблюдава частично или напълно откъсване на потока от повърхността на профила, извършващ махово движение, което е съпроводено с големи циклични изменения и поява на хистерезис в зависимостите на коефициентите C_L , C_D и C_M , [65]. Присъединяването на потока отново се забавя при относително ниски стойности на ъгъл на атака α по време на осцилиращото движение на профила надолу.

Експерименталните резултати в [65] показват значително влияние на честотата k върху стойността на подезната сила. От тях може да се заключи, че закъснението, което се наблюдава при завихрянето на потока с увеличаване на честотата k , се получава при достигане на критични стойности на ъгъл α , което е предпоставка за началото на *динамичното откъсване*. В същото време увеличаването на честотата k води до забавяне на възстановяване на течението по повърхността на профила, в условия на динамично откъсване. Също така се забелязва, че цикличните изменения на коефициентите C_L и C_M се наблюдават при увеличаване на числото M .

Честотата k се изменя по дължината на лопатата на хеликоптера, защото е различна скоростта на потока пред всяко лопатъчно сечение, ур. (4.1). За да се разбере по-добре поведението на профила на всеки елемент от сечението на лопатата на винта и на винта на хеликоптера като цяло, трябва да се търсят начини за моделиране на неустановеното аеродинамично натоварване за всяко сечение на лопатата. Моделирането на потока само за една лопата позволява достъпни аналитични и математически решения, които могат да бъдат включени в картината на течението около винта. Трябва обаче, да се преценят много внимателно допускания и ограничения, които се правят за всеки модел на течението, [65]. Моделирайки течението около профила за всеки елемент от сечението на лопатата на винта, редица изследвания правят допускане, че потока е несвиваем. Ако избереме по-ниска честота k на махане на профила, която може да бъде изразена като $k = \omega c / (2Ma)$ при $Mk \ll 1$ може да се допусне, че течението около профила на всеки елемент от сечението на лопатата на винта е несвиваемо. Аеродинамичният модел на стационарното (установено) течение около всеки елемент от лопатата трябва да отчита радиалните и азимутални изменения на положението на лопатата в пространството и тогава избора на стъпката при числените симулации е от първостепенна важност. Според [65], основен подход за моделиране на неустановеното течение около винта е използването на *теорията на тънките профили*. Там е изложена накратко теорията на Теодорсен и е достигнато до

заклучението, че методът на *теорията на тънките профили* дава добро ниво на анализ на проблемите с динамичното откъсване и осигурява поглед отвътре на вида на неустановеното поведение на всеки от елементите на сечението на лопатата на вина.

Моделиране на динамичното откъсване на потока

Съществуват различни емпирични модели и съвременни методи на числената аеродинамика, които се използват за изследването на явлението динамично откъсване. Днес в редица източници е посочено, че най-широко приложение намират числените CFD методите. Подходяща числена CFD симулация може да бъде постигната чрез решаване на уравнения на Навие-Стокс с подходящо подбран модел на турбулентност. Методите на изчислителната аеродинамика като числените CFD методите са по точни от всички използвани и познати до момента методи. Въпреки това в [65] се заключава, че самостоятелното използване на числените CFD методи за пресмятане на неустановените аеродинамични натоварвания върху хеликоптерните лопати е недостатъчно и изисква големи изчислителни ресурси. Дори днес за изследване на явлението динамичното откъсване на потока се разчита на комбинирането на числените CFD методите с *емпирични* модели на течението.

Някои емпирични модели, използвани за предвиждане на динамичното откъсване

Най-използваните емпирични модели за изследване на динамичното откъсване са:

- *Моделът на Leishman-Beddoes* е надежден по-отношение на представянето на измененията в стойностите на подемната сила, съпротивлението и момента, дължащи се на нестационарността на течението в условия на динамичното му откъсване. Този модел дава възможност да се представи сложната картина на нестационарното течение около винта. Предимството му е относително малкия на брой емпирични коефициенти и неговото бързодействие [65].
- *Моделът на ONERA* описва неустановеното поведение на профила по време на динамичното откъсване, използвайки нелинейни диференциални уравнения. Моделът за пръв път е бил описан от Tran & Pitot; Tran & Falchero; и McCalister и др., [65]. Този модел изисква 22 емпирични коефициента за всяко число М. В [65] е отбелязано, че са направени приемливи предвиждания на неустановените аеродинамични натоварвания, които този модела на ONERA - Tan & Carr и Nguyen & Johnson, [65]. Този модел обаче, не дава възможност да се предвиди възстановяването на потока по повърхността след възникването на динамичното откъсване.

- ***Избор на подходящ метод за моделиране на динамичното откъсване***

Позовавайки се на изложеното по-горе за CFD методите, в настоящето изследване се приема да се използва CFD софтуерния пакет Ansys Fluent 12, комбиниран с Gambit 2.4.6 за построяването на изчислителна мрежа. Има различни CFD методи, които служат за решаването на редица сложни задачи като моделирането на различни видове течения или решаването на пространствени задачи. Основният метод за дискретизация, който се прилага обаче е методът на крайните обеми (МКО). В

случая, моделира се изследваната област на потока, след това се задават началните (гранични условия) и се използват се различни методи за дискретизация на системата частни диференциални уравнения (ЧДУ). Дискретизацията на изследваната област представлява разделянето и на по-малки крайни обеми, които образуват т.нар. изчислителна мрежа. Решението на пространствената тримерна 3D и двумерна 2D задача и анализа на течението се осъществява с числено решение на математическия модел, базиран на решаването на:

- уравнения на Навие-Стокс

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = \vec{f} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \Delta \vec{V}, \quad (4.3)$$

където: \vec{f} е векторът на повърхностните и масови сили, а

$\nu = \frac{\mu}{\rho}$ е коефициент на кинематичен вискозитет.

- уравнение за непрекъснатостта

$$\text{div } \vec{V} = 0. \quad (4.4)$$

Структурата на CFD кода представлява съвкупност от числени алгоритми, които се използват за решаването на задачи, свързани с моделирането на обекти и изчисляване на флуидните течения. За да бъде улеснено получаването на решение, повечето от CFD пакетите притежават задоволителни потребителски интерфейси, чрез които се задават параметрите на решаваната задача. CFD пакетът с използване на изчислител (Solver) Fluent се състои от следните три елемента:

- Пред изчислителен процес - Pre-processor
- Изчислител - Solver
- Обработка и анализ на резултатите - Post-processor

4.3. Числен 2D модел на динамичното откъсване на течението около аеродинамичен профил

За изследване на нестационарното и стационарното течение са проведени числени симулации на потока около двумерен модел на крилен профил на хеликоптерна лопата. При моделирането на динамичното откъсване използва функцията динамична мрежа (dynamic mesh) с помощта на която се осъществява осцилирането на профила. Численият модел за моделиране на статичните характеристики на профила е същия, но без да се използва функцията динамична мрежа. Получени са статичните аеродинамичните характеристики на профил НАСА 0012 и на профила за елемент от лопатата от експерименталния модел на винта. Те са получени за профил, който не извършва махово движение и има постоянен ъгъл на атака α . При изчисляване на динамичното откъсване са получени аеродинамичните характеристики на крилен профил който извършва осцилиращо движение. Ъгълът на атака α се изменя на всяка времева стъпка от числената симулация по закона от ур.

(4.2). Получените зависимости за аеродинамичните характеристики на профила се наричат динамични характеристики.

За да се моделира явлението *динамично откъсване* и да се предвиди изменението на неустановените аеродинамични натоварвания с вариране на някои параметри, са използвани експерименталните данни от изследването на McCroskey и McAlister [80].

За това изследването профилът изпълнява синусоидално движение (pitching motion) с център на въртене на $1/4c$, където c е хордата на профила. Средният ъгълът на атака е $\alpha_0 = 15^\circ$, амплитудата е $A = 10^\circ$, а честотата $k=0.10$. Ъгълът на атака на профила се изменя по закона от ур. (4.2).

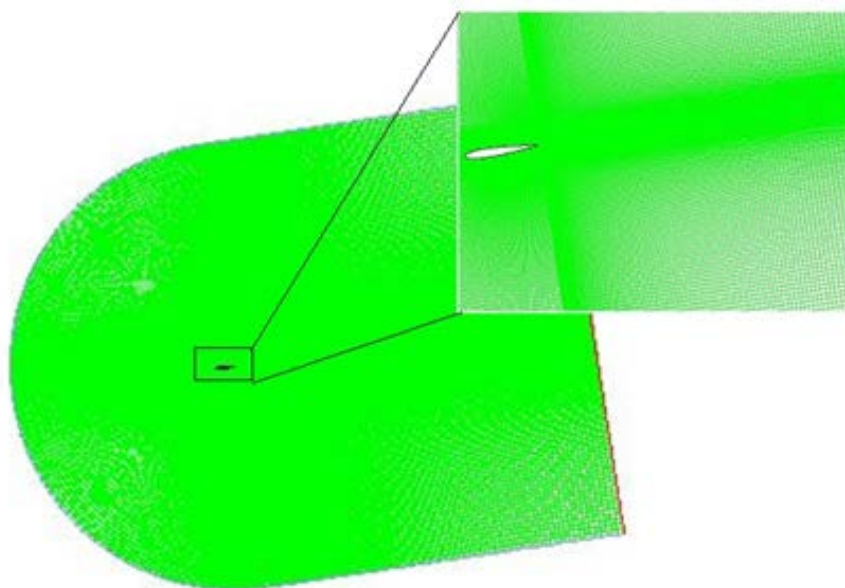
4.3.1. Генериране и вид на изчислителната мрежа

За един от най-отговорните етапи на численото решение се смята генерирането на изчислителна мрежа с която моделира потока. Процесът изисква голяма прецизност, тъй като от качеството на мрежата зависи сходимостта на решението и точността на получените резултати. Fluent използва основно два подхода за генериране на мрежата – структурирани и неструктурирани мрежи. По принцип неструктурираните мрежи са по-лесни за генерирани и са предпочитани за работа. Те намират приложение при генерирането на изчислителни мрежи за модели на обекти със сложна геометрия и за моделиране на сложни течения. Недостатък обаче е по-ниската точност и повишените изисквания за изчислителни ресурси. За това настоящето изследване е използвана блокова структурирана мрежа. Мрежата е съставена от два блока със структурирана мрежа. Областта на потока около профила е моделирана с т.нар «С» мрежа, а областта след него е правоъгълен блок. В област близо до профила, мрежата е съгъстена с плавно нарастване на елементите, за да се моделира граничния слой и да се моделира по-добре откъсването на течението. По-гъстата мрежа на модела от една страна обезпечават точност на решението, но от друга повишава изискванията към изчислителната мощност. Ето защо една от задачите, която трябва да бъде решена е да се избере такава изчислителна мрежа, която най-добре апроксимира откъсването на течението, при това без излишно натоварване на изчислителните ресурси. За тази цел са изследвания два случая:

- изчислителна мрежа с по-голям брой възли (гъста мрежа);
- изчислителна мрежа с по-малко на брой възли и клетки;

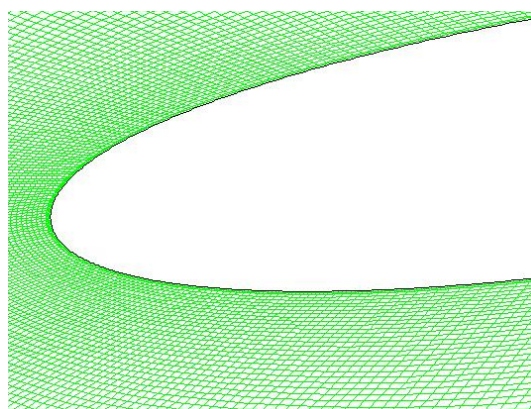
Изследването е направено за три модела на турбулентност.

На фиг. 4.2 е показана примерна мрежа на 2D модела на профил NASA 0012 за сечение на лопатата.



Фиг. 4.2. Изчислителна мрежа около профил NACA 0012 и мрежата в близост до него

Началните параметри са същите, както и тези от експерименталните данни, [80]. За изследването координатите на профила са взети от файл, използван за моделиране в [123]. Докато на фиг. 4.2 е показана структурата на изчислителната мрежа, то на фиг. 4.3. е показана мрежата в близост до носа на профил NACA 0012, за да се илюстрира видът на мрежата близо до повърхността, където гъстотата на елементите трябва да е по-голяма.



Фиг. 4.3. Вид на мрежата-сгъстена в близост до профила

Извършено е допълнително адаптиране на мрежата около контура на профила, с цел по-добро моделиране на граничния слой. Това помага да се повиши точността при пресмятане на критичните стойности на ъгъл α , където се предполага, че става откъсването на течението. Мрежата показана на Фиг. 4.2. е блоково структурирана и има 177 200 клетки и 178 441 възли. По-горната и по-долната повърхност на профила има 202 броя възли. Независимо от типа на мрежата около профила, проверката на качеството на мрежата е съществено. Важен индикатор е критерия y^+ , който в случая е

под 10. Това дава възможност за по-добро на картината на полето на течението и добра сходимост в процеса на решение, без да се повишават изчислителните ресурси.

Процесът на решение е итеративен. В началото на текущата итерация се изчислява UDF функцията. Тази функция изчислява аеродинамичните характеристики на профила и преместването на изчислителната мрежа, изградена около CFD 2D модела на профила по закона от ур. (4.2).

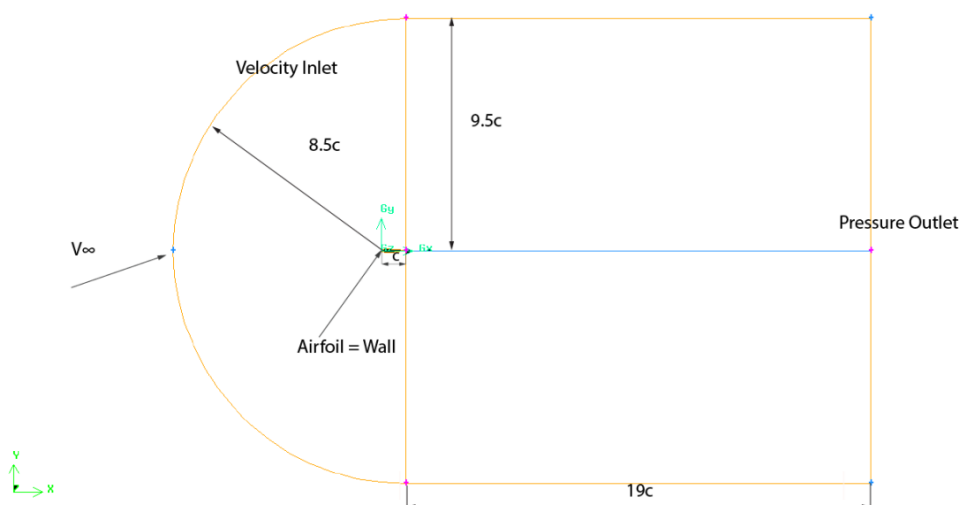
Алгоритъма на действие за CFD 2D модела на профила е следният:

1. Изчисляват се аеродинамичните сили на профила чрез стартиране на итеративния процес за всяка времева стъпка чрез функцията UDF.
2. За всяка стъпка изчислителната мрежа се премества, като се използва функцията dynamic mesh на Fluent. Преместването на мрежата моделира завъртането на профила.

Размерът на стъпката, който се задава за всяка итерация от числената симулация е $\Delta t = 15 \times 10^{-5}$ s. Тази времева стъпка е подбрана въз основа на геометричните параметри на лопатката, скоростите на течението и честотата k . Изборът е потвърден от сравнение на получените резултати с експерименталните данни от [80]. Въз основа на направеното сравнение се прави избор на числен модел с най-удачната изчислителна мрежа, подходяща времева стъпка и модел на турбулентност. С този числен модел се моделира нестационарното течение около профила на лопатката от експерименталния модел на винта.

4.3.2. Задаване на гранични условия (ГУ)

След като е построена мрежата на областта се пристъпва към задаване на гранични условия, представляващи допълнителни връзки по границите на избраната област. На фиг. 4.4 са показани дефинираните зони по повърхностите на изчислителната област и на профила.



Фиг. 4.4. 2D модел на профила на лопатката на винта със зададени гранични условия

- **farfield1; Velocity-Inlet** – границата областта на входа, където е зададена скоростта на потока.
- **farfield2; Velocity-Inlet** - долната и горната повърхност от изчислителната област, където е зададена скоростта на потока.
- **farfield3; Pressure-Outlet** - това ГУ отнасящи се за края на изчислителната област. В случая това са външните граници до които смущенията на потока предизвикани от профила, трябва да са достатъчно затихнали.
- **Wall** - границите, които са обявени за стени в случая са горната и долната повърхност на профила. Задаването на това ГУ, при, което повърхността на профила е посочена като "стена" е *условие за полепваемост* $V = 0$. Използването на това условие помага да се отдели флуидно течение в областта от твърдото тяло.

Задаването на параметрите на течението позволява получените числени резултати да се считат за достоверни близки до експерименталните при реализация на натурен експеримент и последващо сравнение и качествената оценка.

4.3.3. Избор на модела на турбулентност

Съвременното развитие на компютърната техника позволява да се извършва решаване на основните системи нелинейни диференциални уравнения като уравненията на Навие-Стокс, (4.3) и числената симулация на турбулентните течения с различни модели на турбулентност. Видовете модели на турбулентност могат да се класифицират според броя на неизвестните променливи в преносните уравнения, решавани като допълнение на осреднените по Re уравнения на Навие-Стокс - RANS модел. И в двата случая на задачата и за стационарното и за нестационарното течение, са използвани основно три модела:

- Detached Eddy Simulation - DES $k-\omega$ SST (комбинация между LES и RANS);
- $k-\omega$;
- $k-\epsilon$.

Когато зони на смущения в областта са малки и зоните на откъсване са слаби обикновено се прилагат числените симулациите RANS. При силно откъсване на потока, когато той става силно нестационарен, RANS модели не са способни да предвидят със задоволителна точност полето на течението. Тогава се прилага LES (Large Eddy Simulation) метод който моделирана и малките ядра на турбулентните вихрите на течението. Но близо до стените на профила турбулентните ядра са толкова малки, че LES моделът е непрактичен за използване, поради необходимостта от големи изчислителни ресурси. Това се избягва като се комбинират RANS моделите в граничния слой на течението с LES модела за цялото поле на течението, това са т.нар хибридни методи DES.

За първия случай изчисление е представено приложението на DES $k-\omega$ SST модел на турбулентност за крилен профил NACA 0012. Този модел симулира турбулентността на течението, като комбинира RANS моделите на турбулентност за

граничния слой на потока с LES в свободната следа. Използваният DES k- ω SST модел на турбулентност дава добра точност при изчисляването и онагледяването на полето на течението.

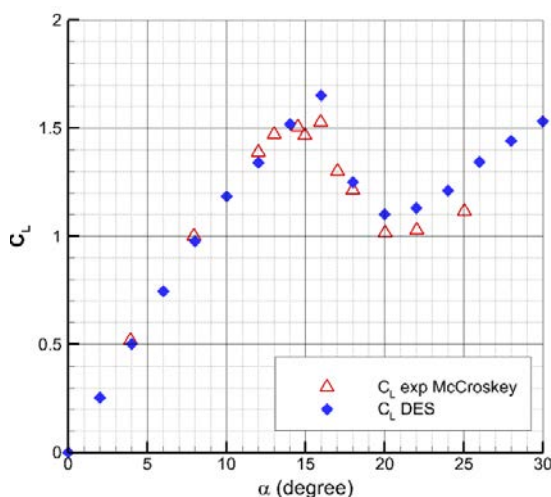
Във втория случай за модела с NASA 0012 е използван k- ω SST. Моделът k- ω е развитие на модела k- ϵ с допълнителни 2 преносни уравнения към системата от уравнения на Навие-Стокс. Недостатък на модела е сложният математичен апарат, основаващ се на търсенето на стойностите на базови константи, задаващи физическите свойства на флуида. Този модел на турбулентност е използван и за двата случая в този етап на изследването, за изчисляване и на статичните и на динамичните аеродинамичните характеристики на профилите.

За проверка на прецизността на получените числени резултати и за получаване на приблизително добра съгласуваност с експерименталните, за течението около винта за третият последен случай е използван k- ϵ модела на турбулентност. От практиката е известно, че този модел намира приложение при решаването на редица практически задачи.

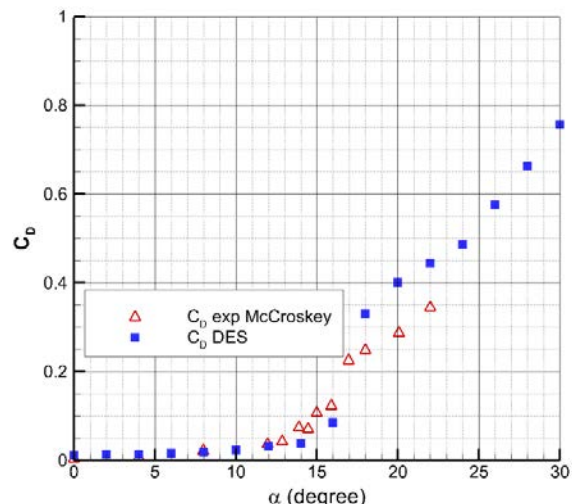
4.4. Обработка и анализ на резултатите

4.4.1. Изчисляване на установено и неустановено течение около профил NASA 0012 за гъста изчислителна мрежа

Представени са числените резултати, получени при изчисляване на установеното (стационарно) течение около профил NASA 0012. Получени са статичните аеродинамични характеристики $c_L - \alpha$ на този профил, с гъста изчислителна мрежа, (фиг. 4.2). Резултати са представени на фиг. 4.5a), фиг. 4.5b), фиг. 4.6, фиг. 4.7 и фиг. 4.8, фиг. 4.9, фиг. 4.10, фиг. 4.11 и фиг. 4.12.



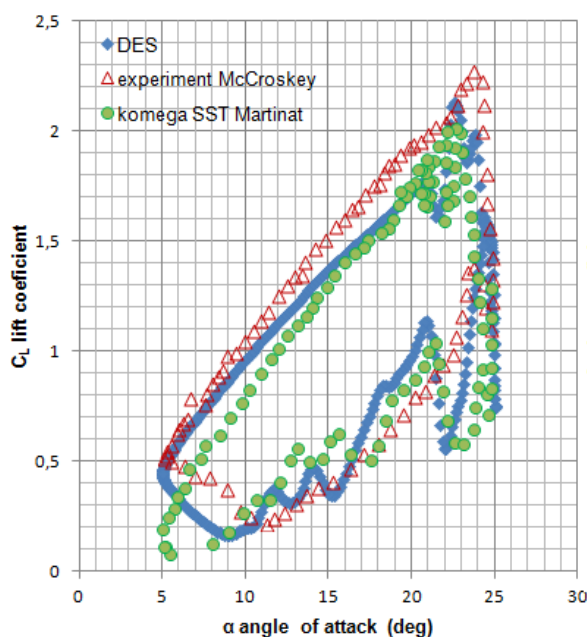
Фиг. 4.5a Сравнение между коефициента на подъемната сила при установено течение за NASA 0012 от експериментални данни, [80] и модела DES k- ω SST;



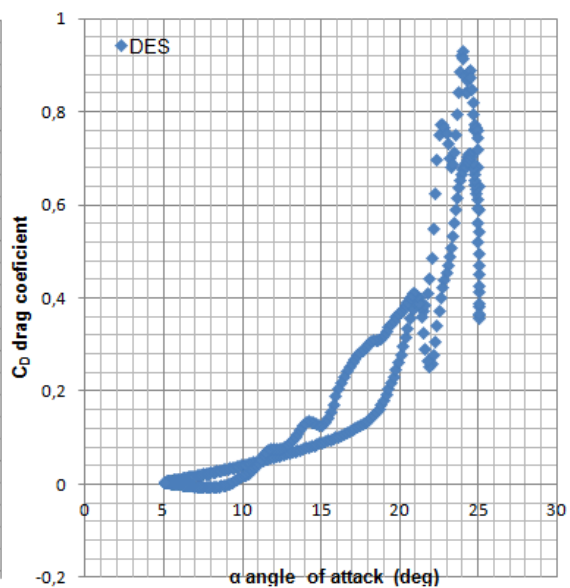
Фиг. 4.5b Сравнение между коефициента на съпротивителната сила при установено течение за NASA 0012 от експериментални данни, [80] и модела DES k- ω SST.

Видът на изчислителната мрежа, броя на клетките по-горната и по-долната повърхност на профила за 2D модела на профила на лопатата е описан вече в т. 4.3.1. Използвани са следните модели на турбулентност DES k- ω SST, k- ω и k- ϵ и получените числени резултати са сравнени с експерименталните взети от McCroskey & McAlister, [80]. От получените числени резултати дадени по-долу, може да се направи заключение, че течението около 2D модела на профила NACA 0012 за лопатата на винта и за трите случая има почти едно и също поведение до $\alpha < \alpha_{кр}$.

Хибридният модел DES k- ω SST, който обикновено се използва за изчисляването на тримерно течение, в този случай е използван за изчисляването на двумерното течение. Резултатите получени с DES k- ω SST модела са дадени на фиг. 4.5a). На фиг. 4.5b) е дадено сравнението за статичната характеристика на C_L за k- ω и k- ϵ модели на турбулентност.



Фиг. 4.6. Сравнение между хистерезиса при C_L за NACA 0012 за числените резултати получени с модели на турбулентност DES, резултатите с k- ω SST Martinat, [76] и експерименталните данни, [80]



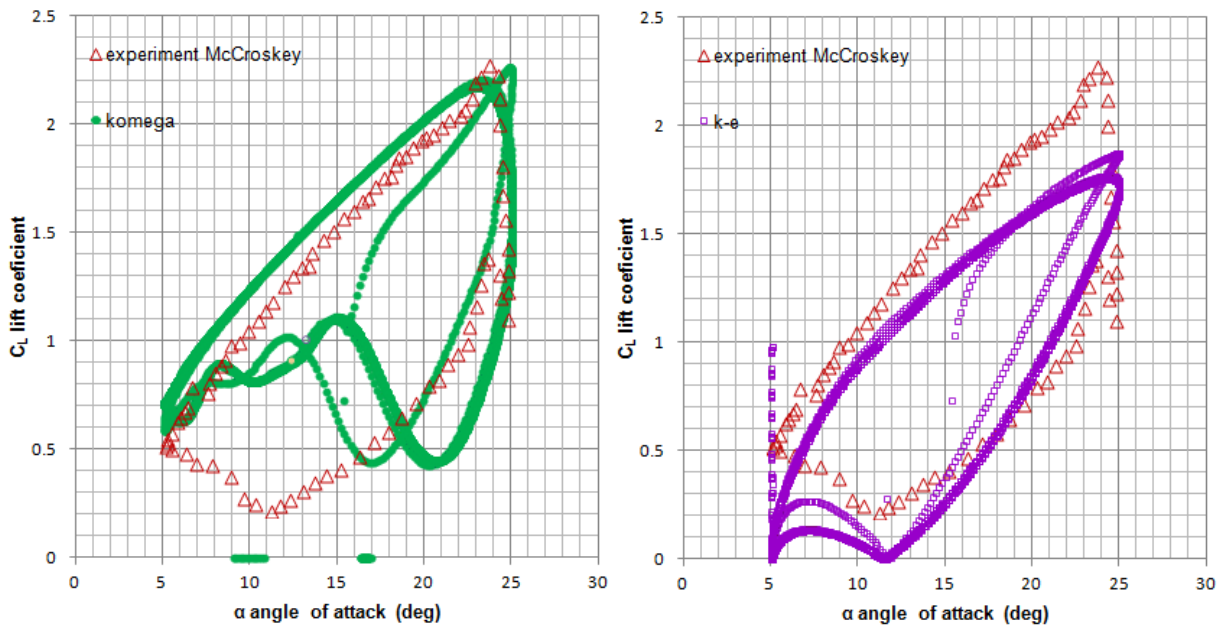
Фиг. 4.7. Зависимостта C_D спрямо α получена с модела DES k- ω SST за профил NACA 0012

На фиг. 4.6 е дадена динамичната характеристика за C_L на профил NACA 0012. Получените числени резултати за динамичните характеристики на коефициентите на подъемната сила C_L и на челно съпротивление C_D за нестационарно течение, показани на фиг. 4.6, фиг. 4.7 се съгласуват с около 3% с експерименталните данни. Изчислено е, че съгласуваността на числените резултати с приетите експериментални данни, [80] е 3% на базата на това, че моделите на турбулентност DES k- ω SST и k- ω показват, че динамичното откъсване възниква по-рано като критичния ъгъл $\alpha_{кр}$ е с около 2° по-голям от ъгъл на атака α , който може да бъде отчетен от експерименталната крива, фиг.4.6. От получените криви може да се отчете, че използвания хибриден DES k- ω SST

модел на турбулентност за изчисляване на аеродинамичните характеристики дава сравнително най-близка оценка в сравнение с експерименталната крива. Това се потвърждава и от числените резултати, получени за статичната характеристика на C_L , дадени на фиг. 4.5a). Вижда се, че изчисленията, направени с хибриден DES k- ω SST модел на турбулентност отчитат, че стойностите на критичният ъгъл α са близки до тези, отчетени от експерименталната крива на C_L , около 1° . Статичната характеристика на C_L , дадена на фиг. 4.5a) и фиг. 4.5b), потвърждава факта, че използваният хибриден DES k- ω SST модел на турбулентност предвижда, че явлението динамично откъсване на течението е по-ранно. Последният факт, се потвърждава и от числените резултати за C_L , дадени на фиг. 4.5b). От това може да се заключи, че критичната стойност на ъгъл α , получена с модела k- ω , е същата, която се получава с хибридният модел DES k- ω SST, фиг.4.5a).

От наклона на кривите на C_L и C_D на Фиг. 4.6 и фиг. 4.7 може да се направи извод, че до определен ъгъл α динамичната характеристика на течението за стойностите на C_L и C_D е постоянна, което дава възможност да се заключи, че до определена стойност на α , течението е стационарно. Но след достигане на критичните стойности за α , стойностите на C_L и C_D се променят с увеличаването на α , фиг. 4.6 и фиг. 4.7. Това е индикация, че течението около профила на лопатата на винта става нестационарно. Наблюдаваните флукутации на потока върху кривите на C_L и C_D на фиг. 4.6, фиг. 4.7 и фиг. 4.8 след ъгъл $\alpha = 20^\circ$ потвърждава нестационарността на полето на течението при достигане на критичните стойности на α , където се смята, че започва откъсването на течението от профила. Последното твърдение обяснява направеното сравнение между осреднените изчислени стойности на коефициентите C_L и C_D с експерименталните данни, [80]. Също така фиг. 4.6 илюстрира направеното сравнение за динамичната характеристика на получените числени резултати и експерименталните данни, т.е. за нестационарността на полето на течението, изразена чрез появата на цикли в динамичната характеристика на C_L , фиг. 4.6, фиг. 4.7 и фиг. 4.8.

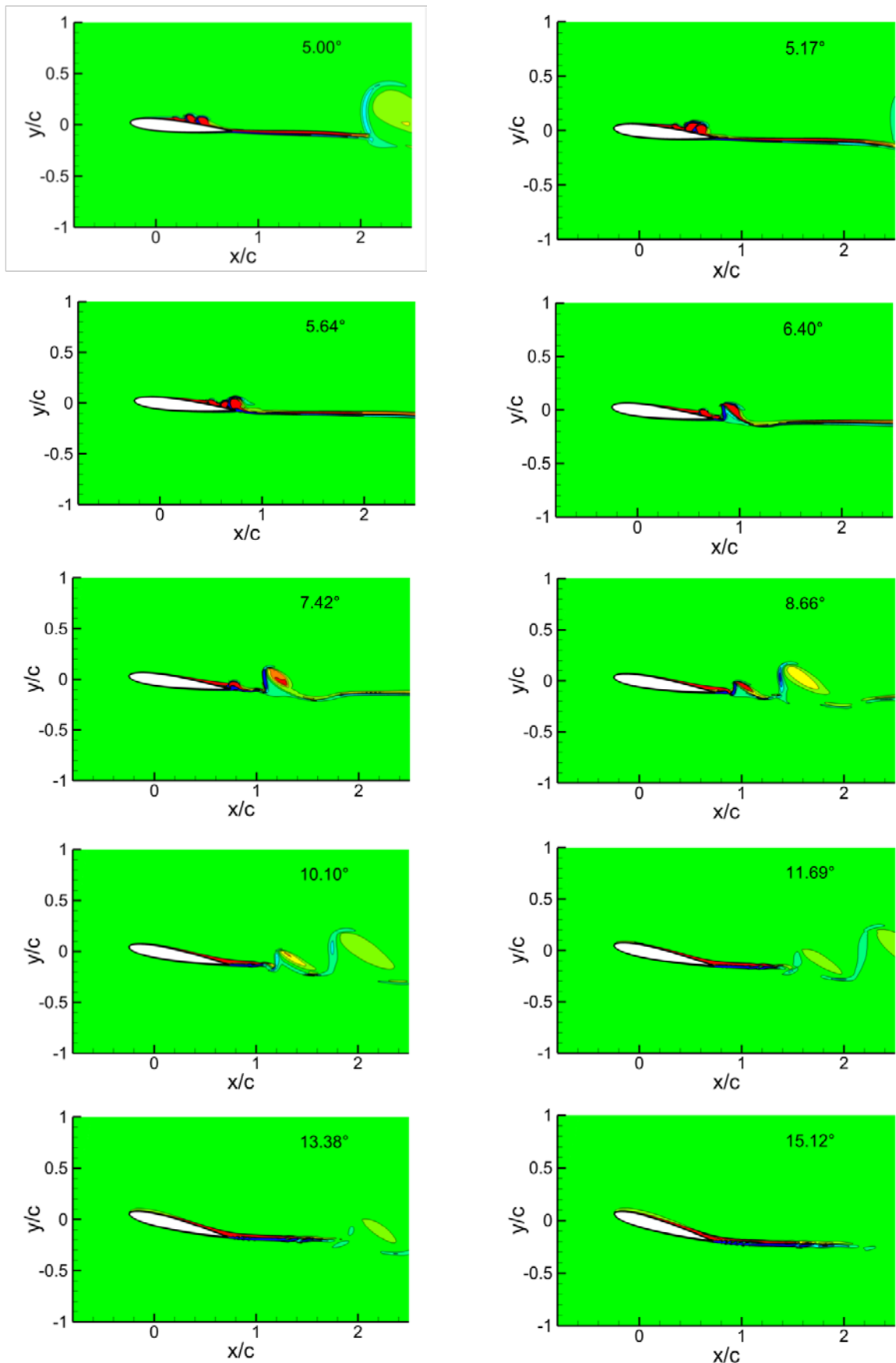
Вариациите в стойността на коефициента на подемната сила C_L в зависимост от ъгъл α , които са дадени на фиг. 4.8, показват циклични изменения (хистерезис) на подемната сила, характерни, както се забелязва и за трите случая, при използването на три вида модели на турбулентност. Наблюдаваният хистерезис върху кривата на C_L на фиг. 4.8 също е индикация, че течението около профила е нестационарно след критичните стойности на α , което се потвърждава от числените резултати, получени с избраните три модела на турбулентност. Предвид показаното на фиг. 4.8 може да се заключи, че най-близки до експерименталните данни са числените резултати, получени с DES k- ω SST модел на турбулентност.



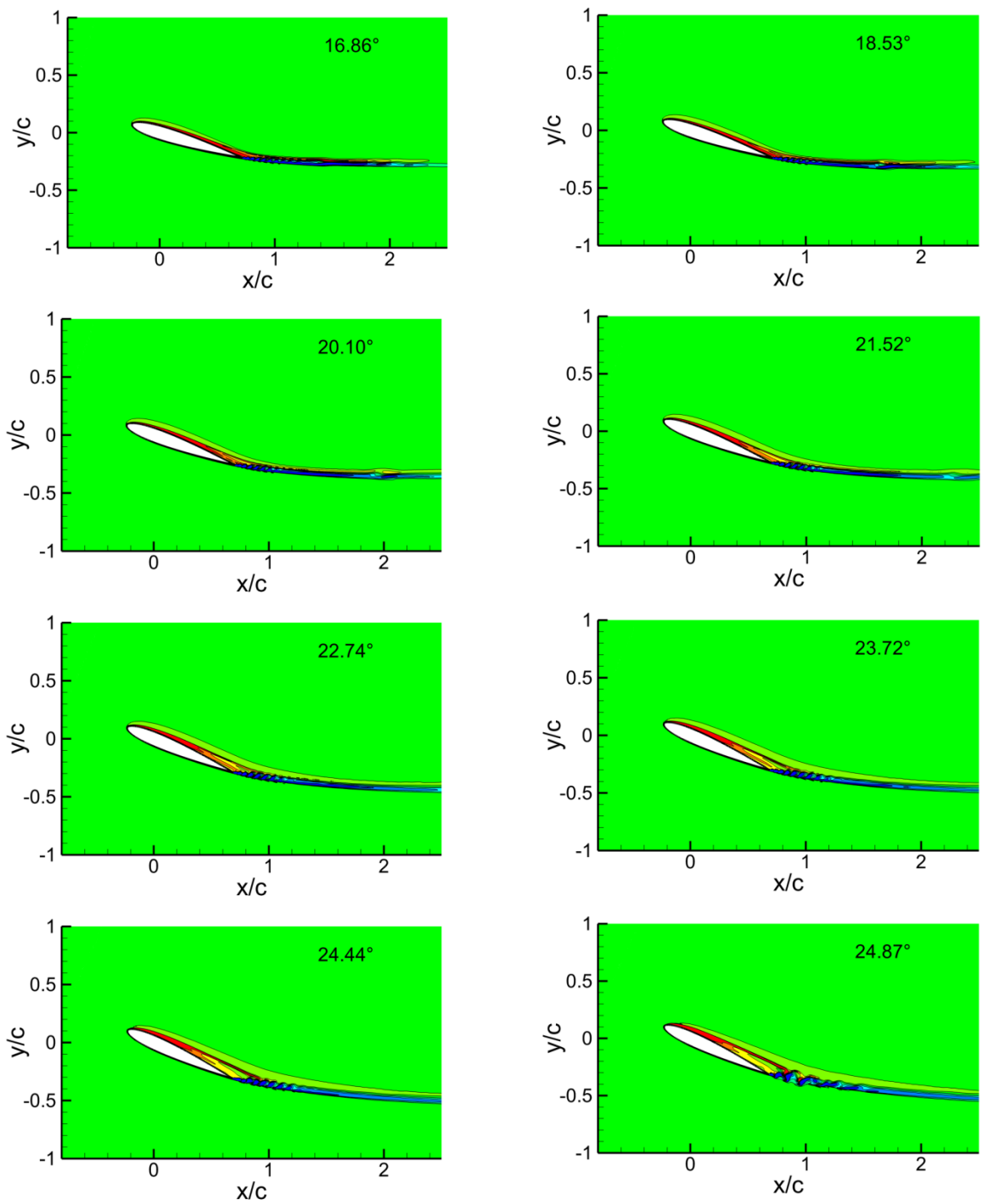
Фиг. 4.8 Сравнение между хистерезиса в характеристиката C_L за NASA 0012 за числените резултати получени с модели на турбулентност k- ω , k- ϵ и експерименталните данни, [80]

На фиг. 4.9 е показано полето на завихреността на течението за осемнадесет различни стойности на ъгъл α , при маховото движение на профила нагоре. От 5.00^0 до 5.64^0 по време на махането на профила нагоре, течението е присъединено по горната повърхност на профила. На фиг. 4.9 може да се забележи формирането на вихър в полето на течението по-горната повърхност на профила и постепенното му изместване назад, до неговото нарастване и пълно откъсване от гърба на профила при 8.66^0 . От 15.12^0 до 20.10^0 течението остава присъединено по горната повърхност на профила, като след 20.10^0 започва нарастването на вихъра от предната част на горната повърхност на профила. От 20.10^0 до 24.44^0 се наблюдава разширяване на струята на течението по горната повърхност на профила, като при 24.87^0 започва смущение в полето на течението в задната част на профила. Това смущение в полето на течението се увеличава от 24.87^0 до 22.59^0 при махането на профила надолу, фиг. 4.10.

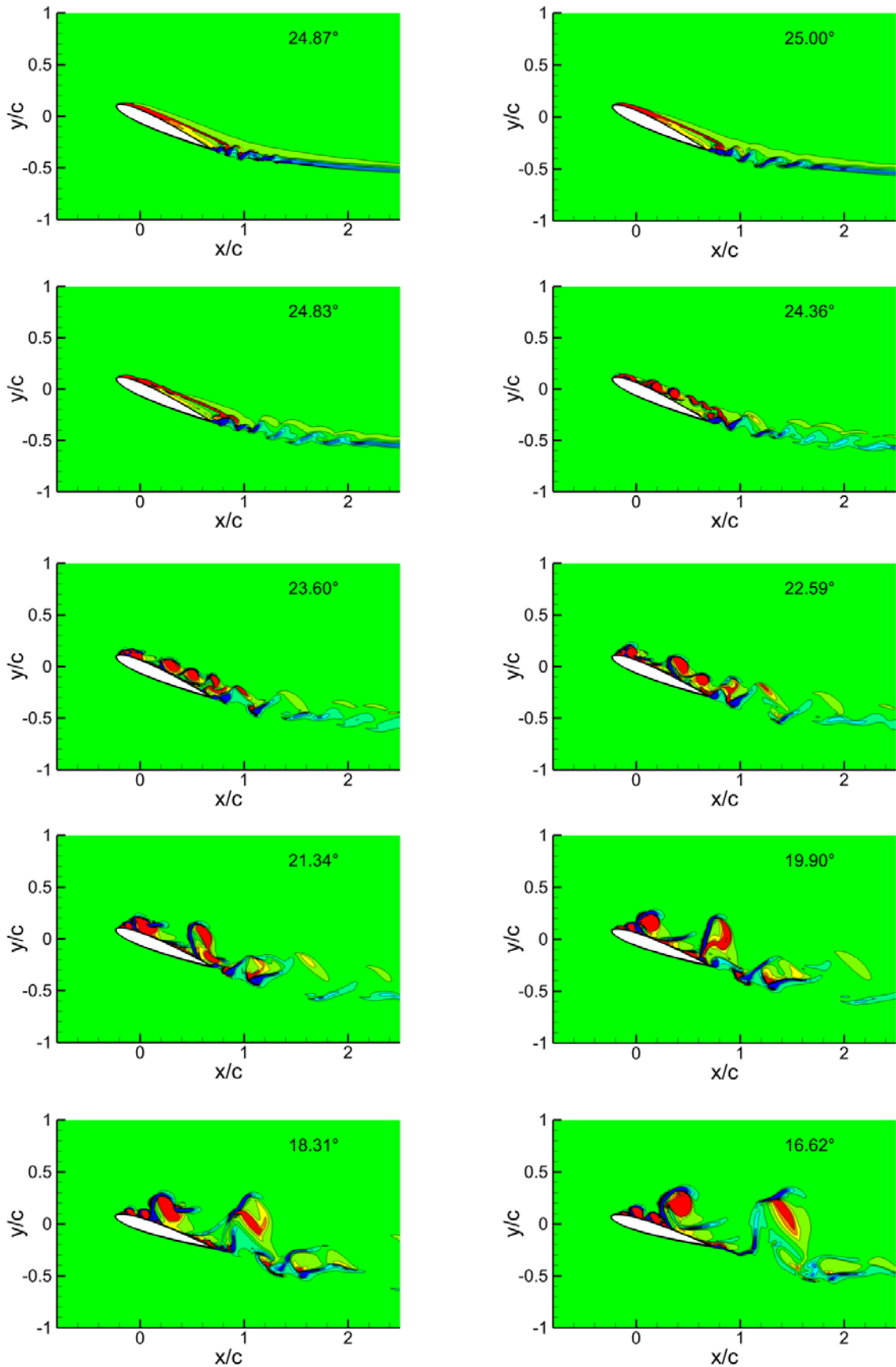
При 25^0 по време на маховото движение на профила надолу, фиг. 4.10, потокът остава напълно откъснат. Като при 5.00^0 се наблюдава бавно започване на формирането на вихъра в полето на течението по горната повърхност на профила. При 5.00^0 потокът остава присъединен, след което профилът започва отново махането нагоре, фиг. 4.9, и процесът на откъсване на течението се повтаря. Следователно може да бъде заключено, че числените симулации предвиждат относително точно критичният ъгъл $\alpha=25^0$, където започва откъсването на течението, което е с 1^0 повече от α критичен отчетен от експерименталните данни на кривата C_L , дадена на фиг. 4.8.



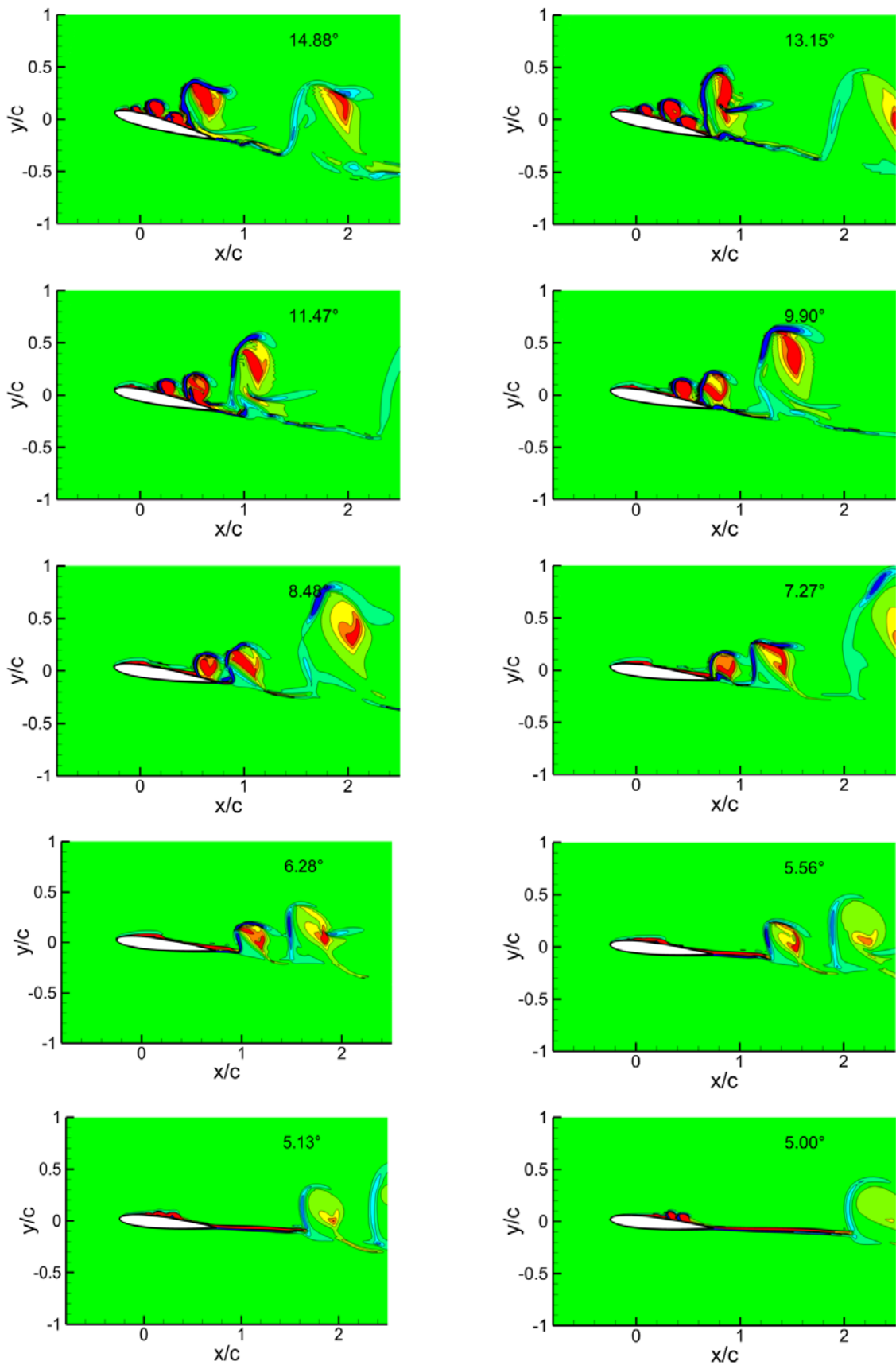
Фиг. 4.9а) Полето на завихреността на течението за α : 5.00° , 5.17° , 5.64° , 6.40° , 7.42° , 8.66° , 10.10° , 11.69° , 13.38° , 15.12° , при извършване от профила на махово движение нагоре



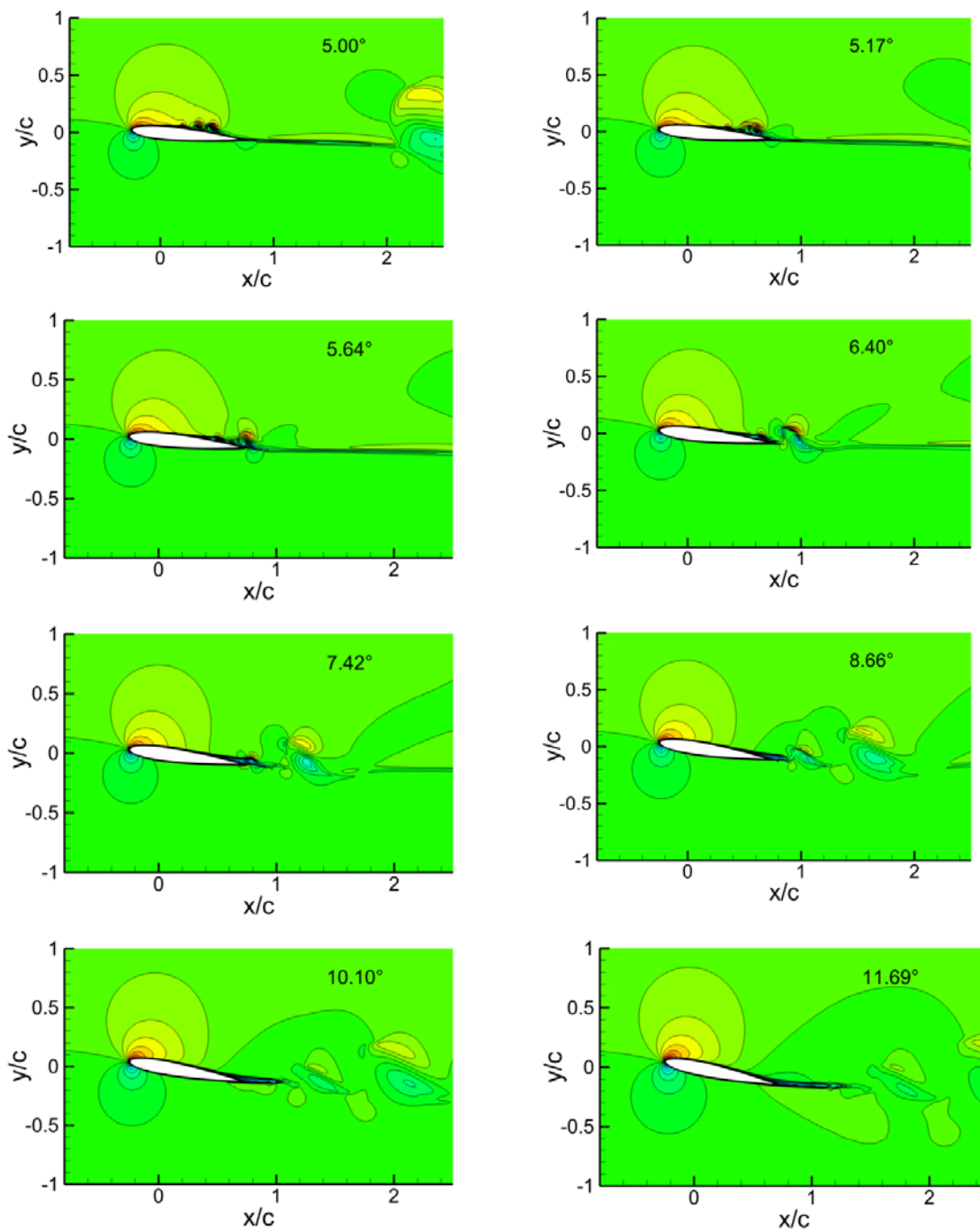
Фиг. 4.9b) Полето на завихреността на течението за α : 16.86° , 18.53° , 20.10° , 21.52° , 22.74° , 23.72° , 24.44° , 24.87° , при извършване от профила на махово движение нагоре



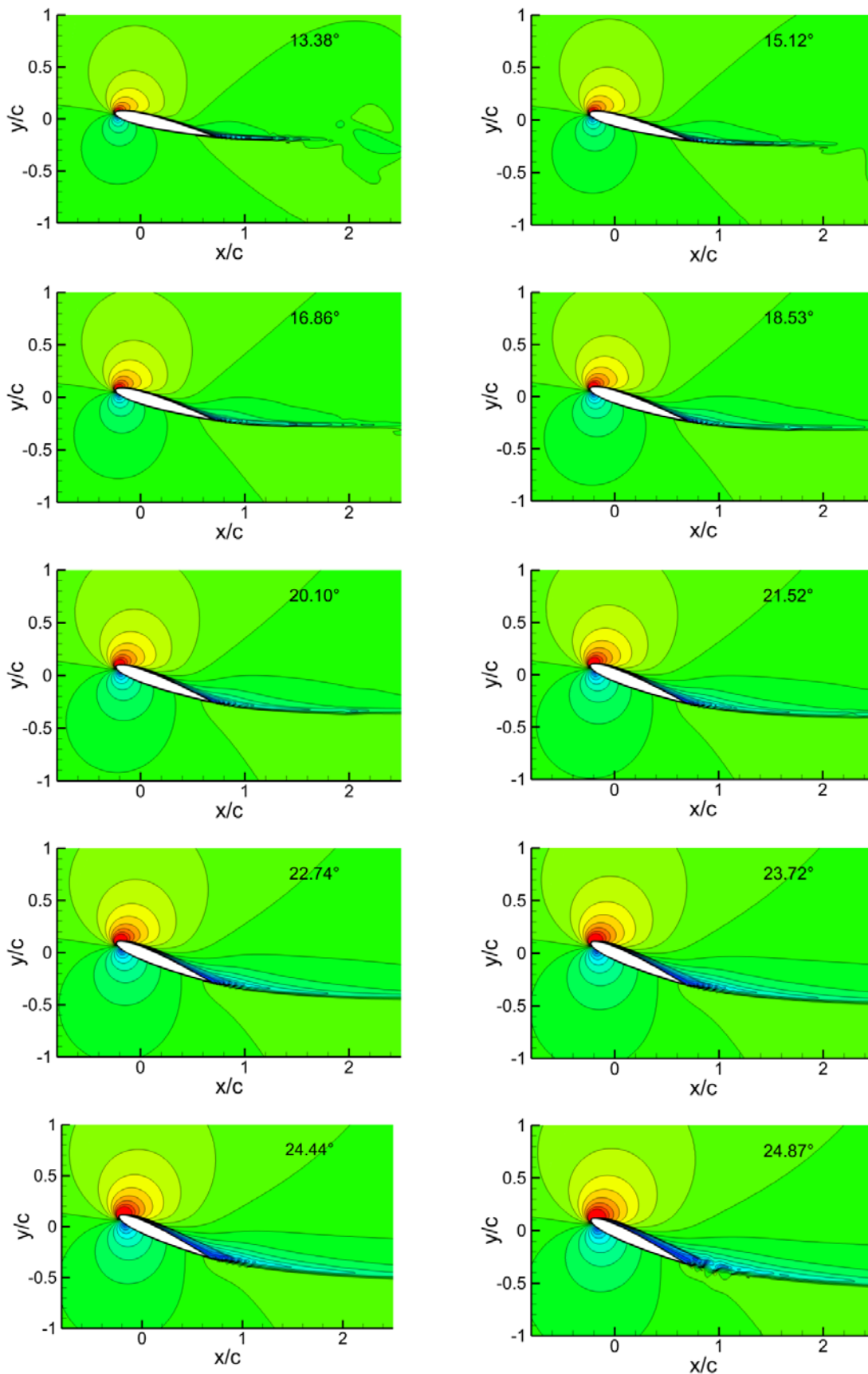
Фиг. 4.10а) Полето на завихреността на течението за α : 24.87° , 25.00° , 24.83° , 24.36° , 24.60° , 22.59° , 21.34° , 19.90° , 18.31° , 16.62° , при извършване от профила на махово движение надолу



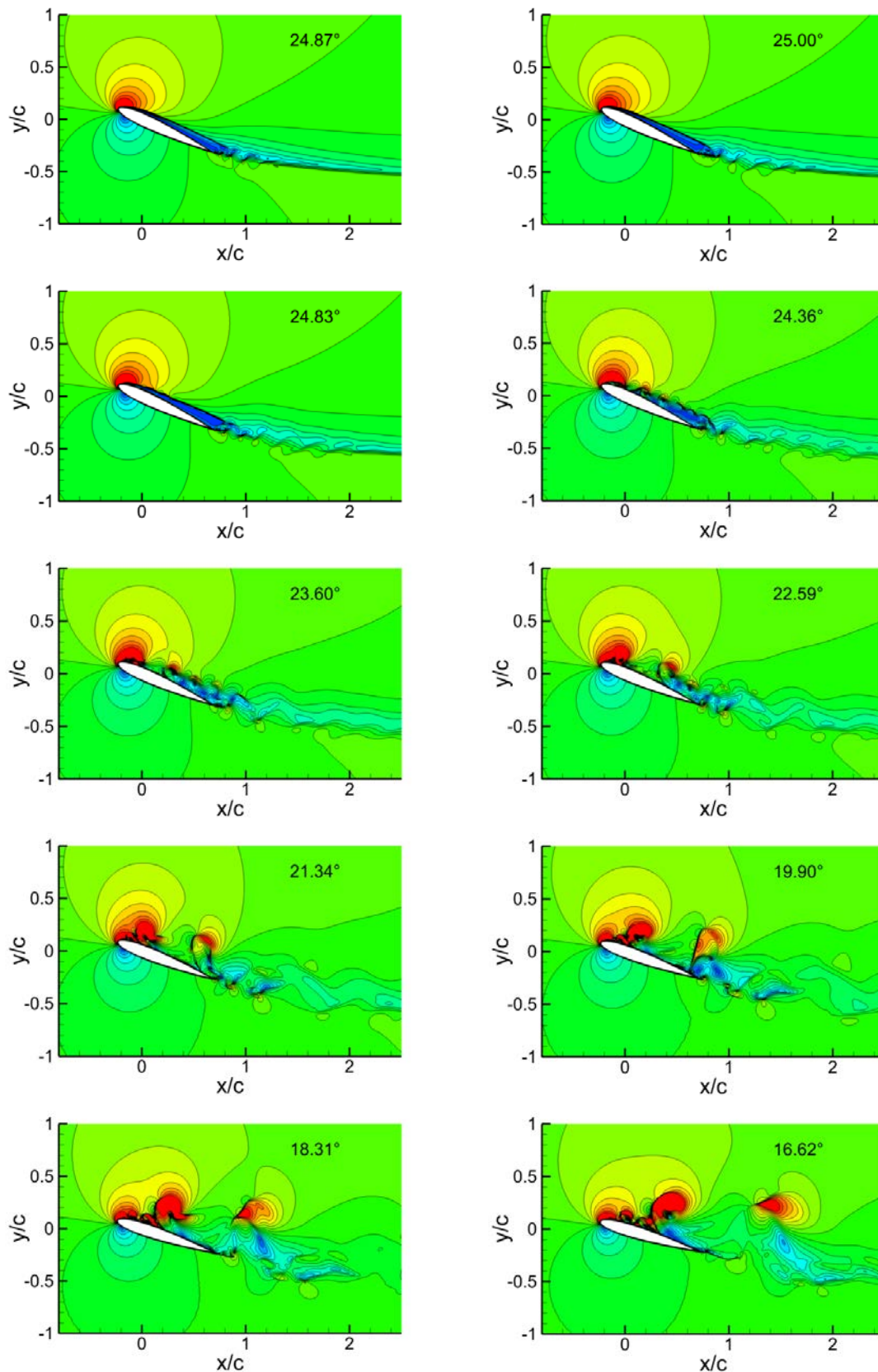
Фиг. 4.10b) Полего на завихреността на течението за α : 14.88° , 13.15° , 11.47° , 9.90° , 8.48° , 7.27° , 6.28° , 5.56° , 5.13° , 5.00° , при извършване от профила на махово движение надолу



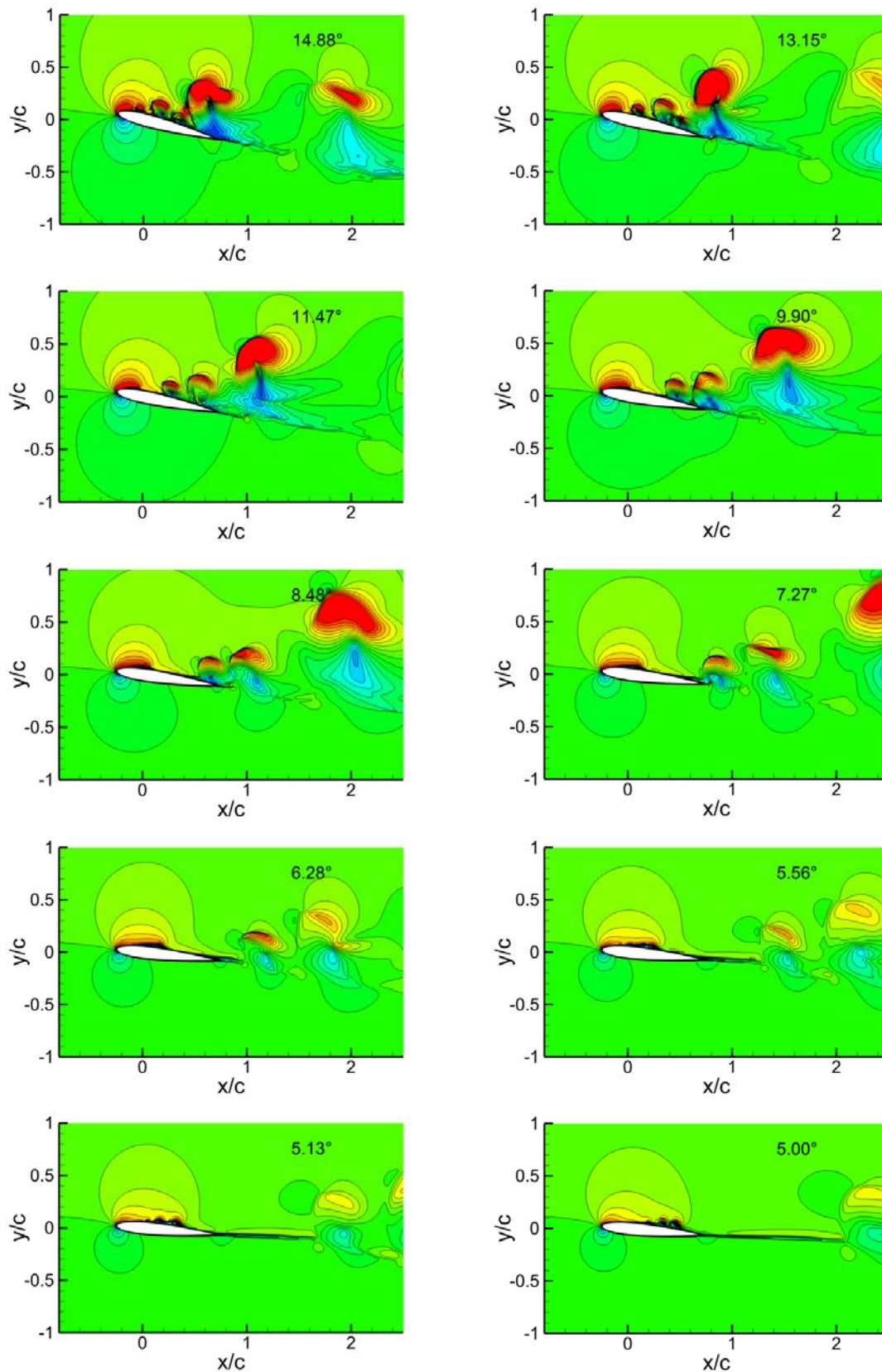
Фиг. 4.11а) Величината на скоростта с токовите линии на течението за α : 5.00° , 5.17° , 5.64° , 6.40° , 7.42° , 8.66° , 10.10° , 11.69° , при извършване от профила на махово движение нагоре



Фиг. 4.11b) Величината на скоростта с токовите линии на течението за α : 13.38° , 15.12° , 16.86° , 18.53° , 20.10° , 21.52° , 22.74° , 23.72° , 24.44° , 24.87° , при извършване от профила на махово движение нагоре



Фиг. 4.12а) Величината на скоростта с токовите линии на течението за α : 24.87° , 25.00° , 24.83° , 24.36° , 23.60° , 22.59° , 21.34° , 19.90° , 18.31° , 16.62° , при извършване от профила на махово движение надолу



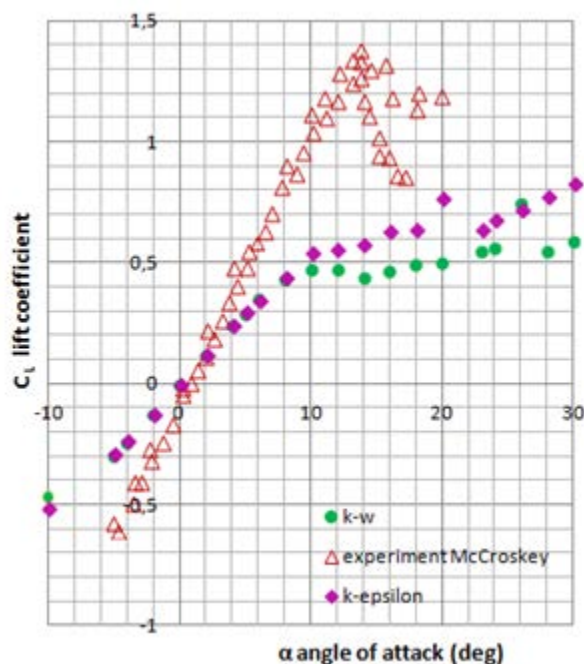
Фиг. 4.12b) Величината на скоростта с токовите линии на течението за α : 14.88° , 13.15° , 11.47° , 9.90° , 8.48° , 7.27° , 6.28° , 5.56° , 5.13° , 5.00° , при извършване от профила на махово движение надолу

На фиг. 4.11 е дадена величината на скоростта с токовите линии за 18 различни стойности на ъгъл α по време на извършването от профила махово движение нагоре. Аналогично на фиг. 4.12 е показано същото, но при махането на профила надолу. Свиването на токовите линии на скоростта по горната повърхност на профила към края, изобразени на фиг. 4.12 при 25° , показва разширяването на вихъра, който се формира по атакуващия ръб на профил NASA 0012. От 25° до 18° се наблюдават силни смущения в скоростното поле на течението по горната повърхност на профила, фиг. 4.12, като при около 16° потокът е напълно откъснат и течението става нестационарно. Този процес продължава до достигане на $\alpha = 5^\circ$, където отново започва възстановяване на потока по-горната повърхност на профила, който започва да извършва махово движение нагоре, фиг. 4.11 и процесът се повтаря.

В първи случай от получените числени резултати, може да се направи извод, че и трите избрани и използвани модели на турбулентност за числените симулации дават относително точни резултати с около 3% спрямо приетите експериментални данни, [80]. Числените резултати показват относително добро отчитане на критичните стойности на ъгъл α , където възниква *динамичното откъсване*. В този случай от изследването на явлениято *динамично откъсване* на течението около профил NASA 0012 с гъста изчислителна мрежа се вижда, че и за трите избрани модели на турбулентност съществува добра съгласуваност между получените числени резултати сравнение с експериментални данни, [80]. Последното твърдение предполага възможност за подходящ избор на методология, включвайки различни схеми за дискретизация и вид на генерираната изчислителна мрежа. Следователно за този случай може да се заключи, че използването на хибридният DES $k-\omega$ SST модел на турбулентност улавя сравнително добре областите на динамичното откъсване при изчисленията на двумерно течение около профил NASA 0012, най-често използван като профил за елементите от лопатката на носещия винт на хеликоптера, (фиг. 4.5a) и фиг. 4.6.

4.4.2. Изчисляване на стационарното и нестационарното течение около профил NASA 0012 за изчислителна мрежа с по-малко на брой възли.

Вторият случай от тази част на изследването отново е за нестационарно и стационарно течение около профил NASA 0012, но за изчислителна мрежа с по-малко на брой клетки и възли от първия случай, изложен в точка 4.4.1. Показани са отново статичните и динамичните характеристики за стационарното и нестационарното течение около профила NASA 0012. Видът на изчислителната мрежа около профила е същата, както показаната на фиг. 4.2, но тук мрежата е с 128 000 броя клетки и 128 720 броя възли, по-малко отколкото е в случая в точка 4.4.1. Линеината стъпка на изчислителната мрежа по-горния и по-долния контур на профила е 161 броя възли. Изчисленията на течението около профила отново са направени с DES $k-\omega$ SST, $k-\omega$ и $k-\epsilon$ модели на турбулентност. Получените числени резултати са сравнени с експерименталните от [80].



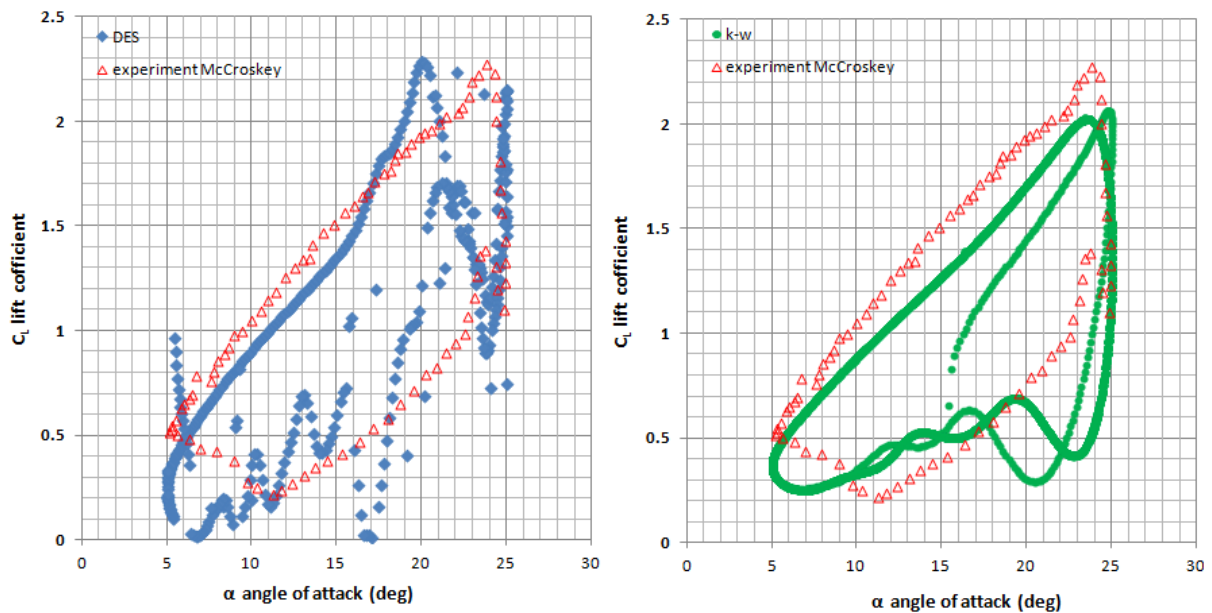
Фиг. 4.13 Сравнение на числените резултати за характеристиката C_L от α за NASA 0012 получена с $k-\omega$ и $k-\epsilon$ и експерименталните данни, [80]

На фиг. 4.13 е показано сравнение на статичната характеристика $C_L-\alpha$ за установеното (стационарното) течение около профила получена с $k-\omega$ и $k-\epsilon$ модели на турбулентност и експерименталната характеристика. От статичната характеристика на фиг. 4.13 най-голяма точност на численото решение, при изчисляването на стационарно течение около профил NASA 0012 с този вид изчислителна мрежа, отново е постигнато с DES $k-\omega$ SST модел на турбулентност. Забелязва се, че кривата на $C_L-\alpha$, получена с DES $k-\omega$ SST модела е почти еднаква и следва контура на експерименталната крива взета от [80]. До достигане на критичната стойност на ъгъл α течението е почти установено, но след това както се забелязва от фиг. 4.13 стационарността на полето на течението около профил NASA 0012 се променя, което е предпоставка за възникване на явлението *динамично откъсване*.

Моделите на турбулентност $k-\omega$ и $k-\epsilon$ за изчисляване на течението около профила в този случай също дават относително точни резултати, както се вижда от фиг. 4.13. Но в този случай грешката при отчитането на критичната стойност на ъгъл α е по-голяма, за разлика от случая с гъста изчислителна мрежа, както е показано на фиг. 4.5b). Обаче и в този случай числените симулации на течението около профила NASA 0012 показват, че явлението *динамично откъсване* може да възникне по-рано, фиг. 4.13. Но грешката при отчитане на критичния ъгъл α е с около 1° по-голяма за разлика от случая на фиг. 4.5b). Това е индикация, че този вид на 2D модела на профила с изчислителната мрежа за случая с по-малко на брой възли при стационарно течение е по-неточен, отколкото при първия случай. Предвид отбелязаната по-горе грешка от приблизително 1° , при отчитане на критичния α , може да се заключи че, когато се използва 2D модела на профила с изчислителна мрежа с по-малко на брой възли,

точността на моделите на турбулентност $k-\omega$ и $k-\varepsilon$ намалява. Но за сметка на това точността на модела DES $k-\omega$ SST се запазва.

И в този случай, за да се провери точността на приетия модел на турбулентност DES $k-\omega$ SST, е изчислена динамичната характеристика на нестационарното течение около профил NACA 0012.



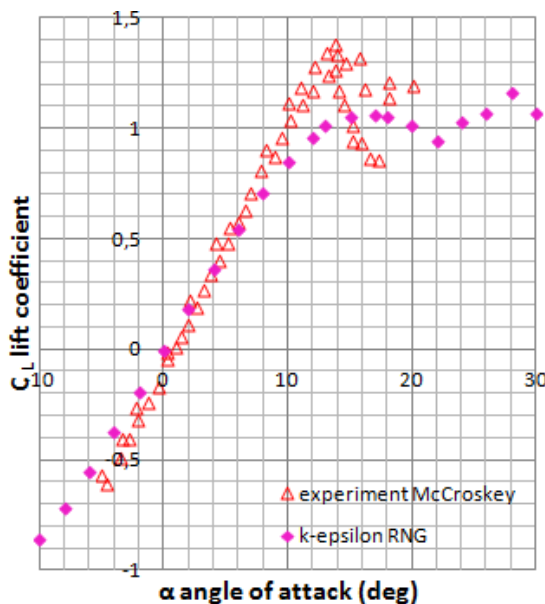
Фиг. 4.14. Характеристиката C_L от α за нестационарно течение около NACA 0012, сравнение на числените резултати получени с моделите DES $k-\omega$ SST, $k-\omega$ и експерименталните данни, [80].

На фиг. 4.14 е показана динамичната характеристика на течението около профил NACA 0012 с изчислителна мрежа с по-малко на брой възли и за трите модела на турбулентност, аналогично на фиг. 4.6 и фиг. 4.7. Съпоставяйки числените резултати получени за нестационарно течение около профил NACA 0012 за двата вида изчислителна мрежа, дадени на фиг. 4.8 и фиг. 4.14 може да се заключи, че характеристиките са сходни. Но според динамичната характеристика на течението, получена с DES $k-\omega$ SST модел на турбулентност, показана на фиг. 4.14, се забелязва, че предвид приетите начални условия *динамично откъсване* е възможно да възникне по-рано, поради по-ниската отчетена стойност на α критичен (приблизително 15°), в сравнение с критичната стойност на α от експерименталната крива, [80]. Сравнявайки числените резултати за нестационарното течение, получени с избрания 2D числен модел, но за двата случая на изчислителна мрежа, на фиг. 4.8 и фиг. 4.14 се забелязва, че двете характеристики са аналогични. Последното е индикация, че броят на клетките и възлите на изчислителната мрежа, генерирана около 2D числения модел на профила, е особено важен и трябва да се прецизира, ако се изисква по-висока точност на числената симулация на течението. Независимо от факта, че и в двата случая числените резултати, получени и за трите модела на турбулентност са сходни и относително

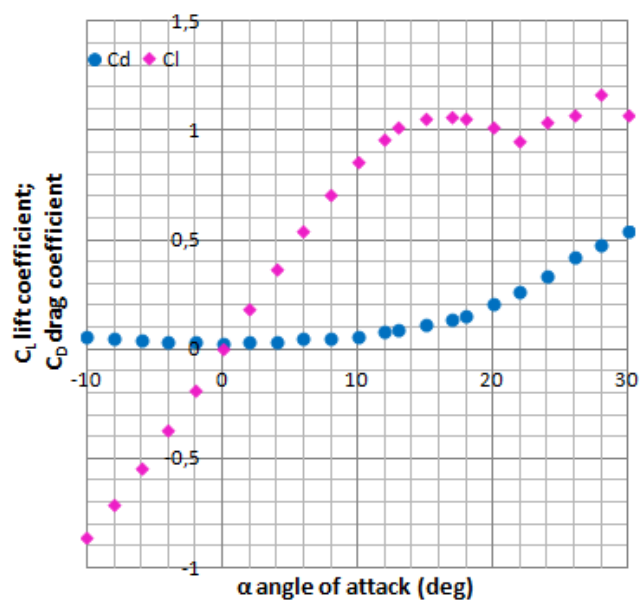
близки до избраните експериментални данни, от изследването на нестационарното течение около профила (фиг. 4.8 и фиг. 4.14), се вижда, че резултатите получени с DES $k-\omega$ SST модел за случая с гъста изчислителна мрежа са по-точни. Следователно се достига до заключението, че DES $k-\omega$ SST моделът на турбулентност улавя относително най-точно нестационарното течение около винта, като това се комбинира с изграждането на финна изчислителна мрежа и възможно най-голяма стъпка на мрежата по горния и долния контур на профила.

4.4.3. Числен 2D модел на неустановено течение около профила на лопатата от експерименталния модел на носещия винт.

На фиг. 4.15 и фиг. 4.16 са показани статичните характеристики C_L от α и C_D от α за установеното течение около профила на сечението на лопатата от експерименталния модел на носещия винт.



Фиг. 4.15. Статична характеристика C_L от α на профила на лопатата от експерименталната постановка на винта получена с модел на турбулентност $k-\epsilon$ RNG и сравнена с експерименталните данни за NACA 0012.



Фиг. 4.16. Статичните характеристики C_L от α и C_D от α за установено течение за профила на сечението на лопатата от експериментална постановка получени с модел на турбулентност $k-\epsilon$ RNG.

От фиг. 4.15 и фиг. 4.16 се вижда, че статичната характеристика за установено течение около профила на лопатата от експерименталния модел на винт е много близка до експерименталната статична характеристика [80]. Добрата съгласуваност между статичната крива за профила на сечението от експерименталния модел на винта с експерименталната крива от фиг. 4.15 за NACA 0012 потвърждава факта, че използването на 2D числен модела на профила и генерирането около него на изчислителна мрежа с повече на брой възли, както е в случая изложен в т. 2.4.1, е доказателство за по-добрата точност на численото решение.

4.5. Заключение

Точността на числените резултати, получени с предложения 2D модел за изчисляване на стационарното и нестационарно течение около профила от сечението на лопатата на моделния винт, както за профил *NACA 0012*, така и за профила от сечението на лопатата на експерименталния модел на винта, е доказателство, че хибридният модел на турбулентност *DES k- ω SST* е приемлив при отчитането на нестационарното обтичане около носещия винт. Реализирания 2D числен модел на течението около профила с гъста изчислителна мрежа дава добри резултати, при сравнението му с експерименталните данни за този профил. Следователно използването на *DES k- ω SST* модел на турбулентност е подходящ при изчисленията с хибридният модел.

За да се даде по-пълна картина на сложното нестационарното течение около носещия винт на хеликоптера е необходимо да се извърши числената 3D симулация на течението. Така ще се потвърди, че изпълненият 2D числен модел на профила на сечението от лопатата с избрания модел на турбулентност *DES k- ω SST* и гъста изчислителна мрежа е приложим за пълното изследване на нестационарното течение около хеликоптерния носещ винт.

Глава 5. Експериментално изследване на аеродинамиката на хеликоптерен винт в аеродинамична тръба.

5.1. Въведение

В тази глава е представено експериментално изследване на реалното течение през хеликоптерен носещ винт с хоризонтален и вертикален шарнири. Изследването е проведено в аеродинамичната тръба на лабораторията по механика на флуидите при Arts et Métiers ParisTech -Paris. Целта на това изследване е да бъдат получени експериментални данни, необходими за проверка на достоверността и приложимостта на предложения модел за изчисляване на потока през хеликоптерен винт. За измерване на мощността, необходима за задвижване на винта, се използва прецизен безконтактен датчик за измерване на въртящия момент и импулсен оборотомер. За определяне на теглителната сила на винта се използва шесткомпонентната везна на аеродинамичната тръба.

За измерването на полето на потока около хеликоптерния винт се използва т.нар. оптичен метод (Particle Image Velocity) PIV, който се основава на анализа на изображения. Това е съвременен метод, който позволява да се получи двумерна картина на нестационарния поток в изследваната област. За да се визуализира потока в изследваното поле се разпръскват фини частици течност, които се осветяват от мощни импулсни лазери. За много кратък, контролиран времеви интервал с помощта на специална камера се заснемат две последователни изображения от изследваното поле на потока. Получените изображения се сравняват и с помощта на крос-корелационен анализ се пресмята преместването на разпръснатите частици във времето и пространството, което позволява да се пресметне скоростта. Тъй като получените, изображения включват и лопатите на винта, е възможно да се получат преместванията на краищата на лопатите.

За да бъде получена цялостна картина на полето на потока се използва т.нар. метод Phase Locked Acquisition (PLA). При този метод измерването се синхронизира с определено азимутално положение на лопатите на винта. Така получените картини на полето на потока в различни азимутални равнини позволяват да се реконструира цялостното осреднено тримерно поле около изследвания хеликоптерен винт.

5.2. Описание на аеродинамичната тръба и използваната измерителна апаратура

Аеродинамична тръба

На фиг.5.1 е показана аеродинамичната тръба, в която са проведени аеродинамичните изпитания. Аеродинамичната тръба е тип Прандтл с полу-открита работна част. Работната част на тръбата е с правоъгълно напречно сечение: височина 1,35m, ширина 1,65m и дължина на работния участък 2m. Вентилаторът, с диаметър на ротора от 3m, е задвижван от асинхронен електродвигател с мощност от 120kW. Управлението на електродвигателя е честотно, като при минималната честота на

въртене от 50 tr/min скоростта на въздуха в работната част е 1,5m/s. Максимална скорост от 40m/s се достига при 1000 tr/min. За да се осигури ниска степен на турбулентност, по-малка от 0,25%, потокът след вентилатора се подава в успокоителна камера и преминава последователно през изправителни решетки тип „пчелна пита” и финни мрежи. За получаване на равномерен скоростен профил и хомогенна турбулентност, потокът се ускорява в соплото, което е с отношение вход/изход от 12,5, което гарантира ниска турбулентност.

С цел да се намалят загубите от триене и вихрообразуване в дифузора след работната част на тръбата, част от динамичното налягане се превръща в статично. Освен това, допълнително в колената в които става завъртането на потока на 90°, са поставени лопатъчни решетки.

Скоростта на потока в работния участък на тръбата се определя от пада на статичното налягане на въздуха Δp между успокоителната камера и работния участък. Може да се отбележи, че статичното налягане в работния участък на тръбата е много близко до атмосферното. Измерването на пада на статичното налягане става с помощта на диференциален манометър Furness Control FC 0510. Аналоговият сигнал се преобразува в цифров и се подава към компютъра на аеродинамичната тръба.

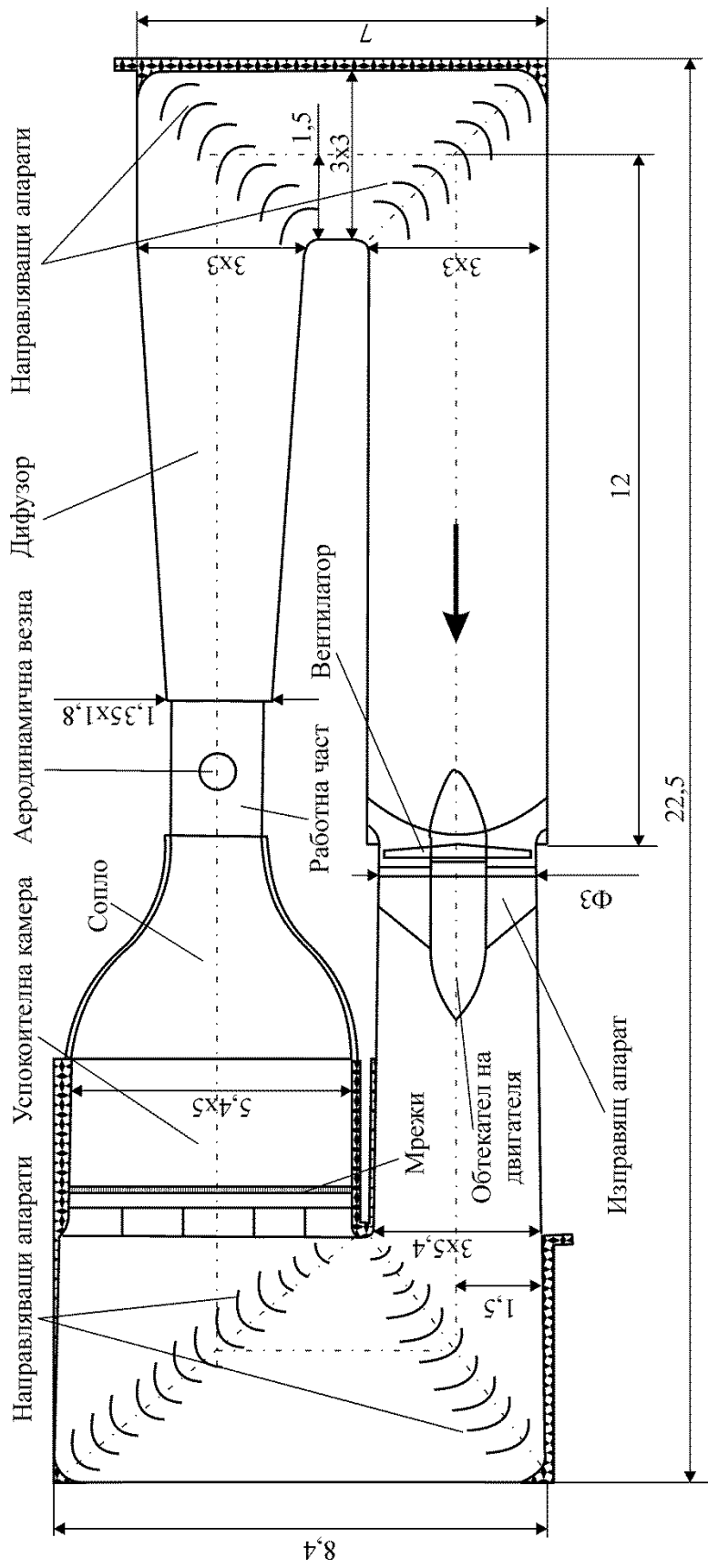
Измерването на температурата в работния участък на тръбата t_a става с помощта на терморезистивен датчик с чувствителен елемент от платина Pt100. Напрежението, пропорционално на температурата, се подава към компютъра на аеродинамичната тръба. Измерването на барометричното налягане B става с помощта на класически барометър с живачен стълб.

Аеродинамична везна

За измерване на силите и моментите на изследваните в аеродинамичната тръба модели се използва шесткомпонентна тензометрична везна (фиг.5.2). Показаната везна има три секции снабдени с вертикални пластини и една секция с хоризонтални. Пластините на всяка една от вертикалните секции са с многократно по-голяма гъвкавост в дадена посока. Така например, горната вертикална секция е чувствителна в посока на съпротивителната сила и момента по тангаж. Средната вертикална секция е с пластини чувствителни по посока на напречната сила и напречния момент. Долната вертикална секция пък е чувствителна по момента на ролане. Секцията с хоризонтални пластини помага да се определи подемната сила.

Везната е поставена на въртяща се маса задвижвана от стъпков електродвигател. Това позволява да моделира полет с плъзгане или праволинеен полет на хеликоптер.

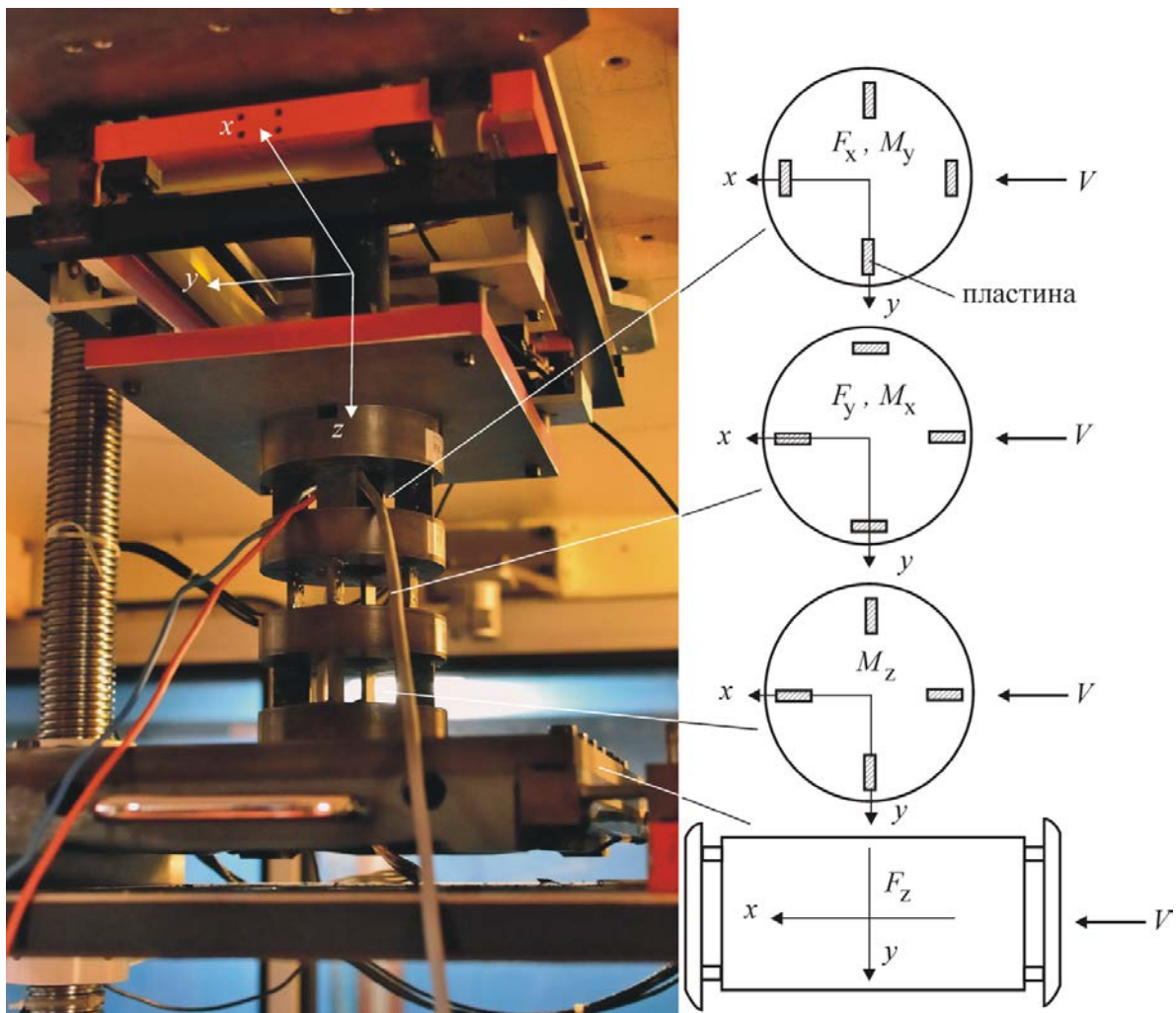
Измерването на аеродинамичните сили се основава на определянето на огъващите напрежения в пластините възникващи при натоварване на везната. Предимството на този вид измерване е, че огъващите напрежения са линейно пропорционални на огъващия момент. Тези напреженията σ се определят с тензодатчици поставени в основата на пластината от зависимостта:



Фиг. 5.1 Аеродинамична тръба

$$\sigma = \frac{Fl}{W_B} \quad (5.1)$$

където F е приложената сила, l е рамото, а W_B е съпротивителният момент на огъване. За да се повиши чувствителността и прецизността на измерването, тензодатчиците се свързват в пълен мост на Уитстон. Полученото в резултат на натоварването напрежение от порядъка на 2mV/V се усилва от специален тензоусилвател. Системата за сбор и обработка на данни използвана в аеродинамичния канал е MGCplus на фирмата HBM. Преобразуваният сигнал се обработва от управляващия процесорен модул на системата CP22 и се подава към компютъра на аеродинамичната тръба.



Фиг. 5.2 Аеродинамична везна.

5.3 Стенд за определяне на аеродинамичните характеристики на хеликоптерен винт

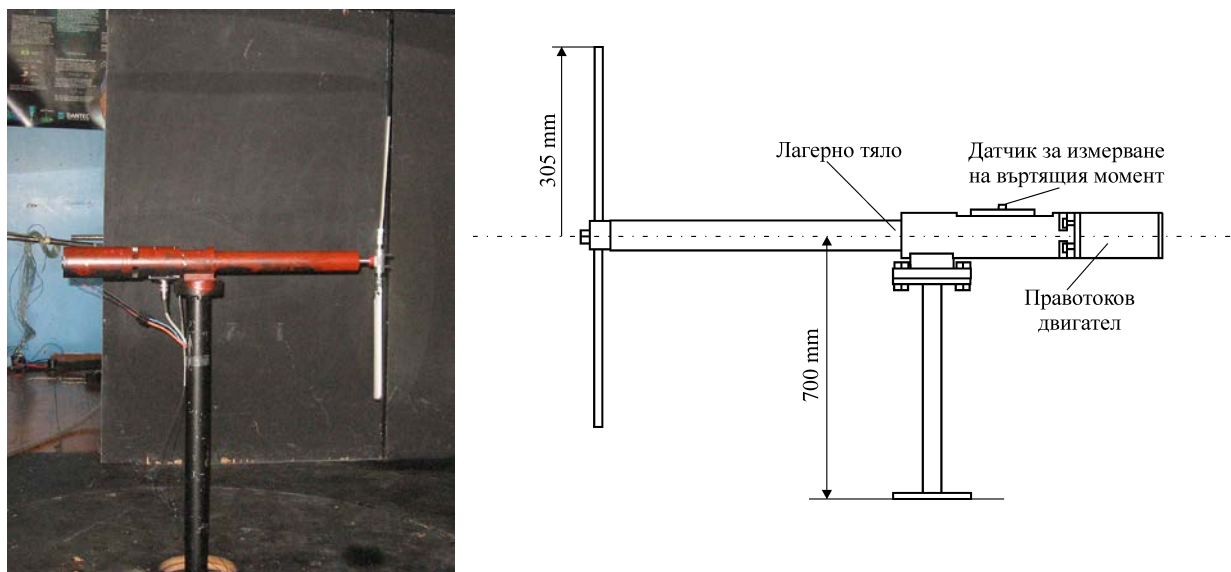
Хеликоптерният винт е поставен на вала на гондолата. Гондолата се състои от три основни възли, фиг. 5.3:

- лагерно тяло
- безконтактен датчик на въртящия момент
- правотоков електродвигател.

Лагерното тяло е специално удължено с цел да се намали интерференцията между струята на винта и стойката, с която гондолата е присъединена към тензометричната везна на тръбата. Лагерите са с намален момент на триене, който е на порядък по-малък от измервания момент на винта.

Датчикът за измерване на въртящия момент е безконтактен тип НВМ Т20W и е поставен между лагерното тяло и двигателя. Освен електрически сигнал пропорционален на въртящия момент, датчикът излъчва един правоъгълен импулс на всеки градус от завъртането на вала. Допълнително в гондолата има вграден оптичен датчик, излъчващ един импулс на оборот, определящ приетото за начално положение на ротора.

Правотоковият двигател Crouzet с максимална мощност от 150W задвижва винта с максимална честота на въртене 3300 tr/min. Промяната на честотата на въртене става с промяна на захранващото напрежение на двигателя.



Фиг. 5.3 Експериментален модел на носещия винт – тестове в аеродинамичната тръба

5.4 Компютърна система и софтуер за сбор и обработка на данни.

Компютърната система се състои от компютър PC Intel CoreDuo 2.8GHz снабден с 16 канален аналогово-цифров преобразувател-PCIe карта National Instruments NI 6259. Свързването на външните електрически сигнали към картата на компютъра става с помощта на свързващ блок SC-68LP. Към този блок са свързани следните сигнали:

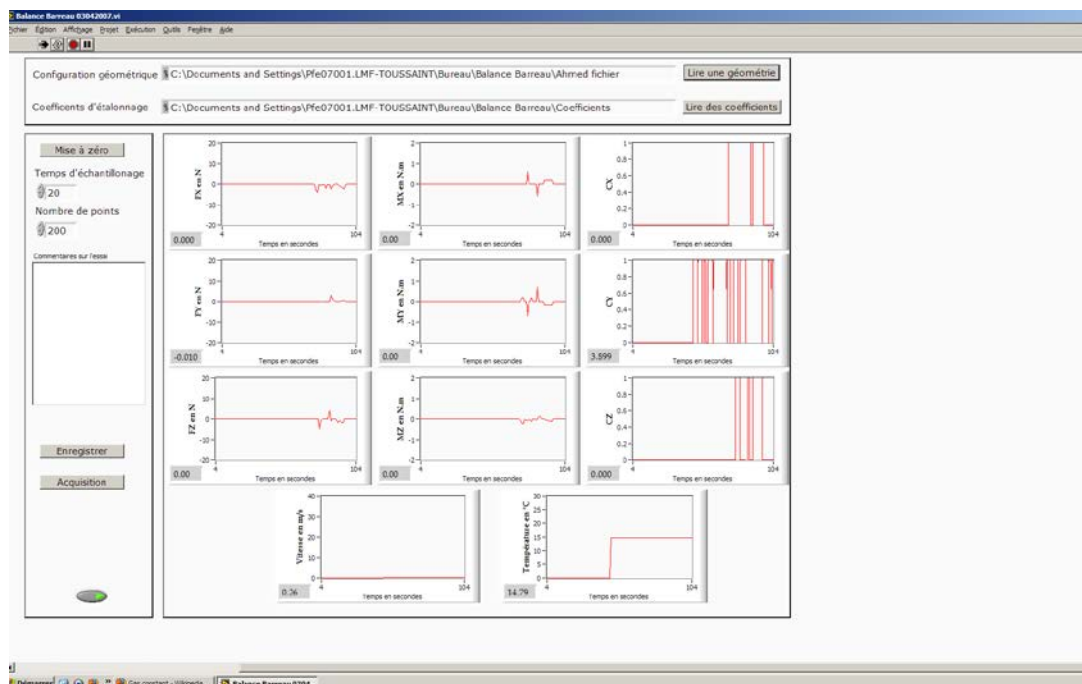
- сигнал за въртящ момент от HBM TW20N
- импулс/° от HBM TW20N
- импулс/оборот от оптичния датчик на гондолата
- пад на статичното налягане от датчика за диференциално налягане Furness Control FC0510.
- температура в работния участък на тръбата.

За контрол и обмен на данни със системата управляваща аеродинамичната везна MGCplus, компютърът е снабден с комуникационна карта NI GP-IB.

За определяне на аеродинамичните характеристики на хеликоптерния винт се използват две софтуерни програми:

- програма за измерване на теглителната сила
- програма за измерване на въртящия момент и честотата на въртене на винта.

За определяне на теглителната сила се използва съществуваща програма, разработена на Labview 8.3 на National Instruments (фиг.5.4). Тази програма записва изменението на силите и моментите по трите оси, за определено време, с определена честота. Това дава възможност да се определят както нестационарните, така и осреднените сили и моменти.



Фиг. 5.4 Софтуер за измерване на силите и моментите на везната

За определяне на въртящия момент и честотата на въртене е разработена програма на Labview. Освен това, програмата записва температурата и пада на статичното налягане. Това, заедно с въведеното барометрично налягане, помага да се пресметне плътността на въздуха и скоростта в работния участък на тръбата необходими за

изчисление на безизмерните аеродинамични параметри на хеликоптерния винт. Необходимо е да се отбележи, че двете програми са синхронизирани по време и могат да работят заедно.

5.5. Измерване на скоростта с оптичен метод PIV.

За измерването на полето на скоростта около хеликоптерния винт е използван оптичен метод, основан на анализа на изображението на впръскани в потока частици – particle image velocimetry (PIV).

Използваната в експеримента апаратура позволява да се получи картина на скоростта на потока в равнината на изследваната област. За визуализация на потока в изследваното поле се разпръскват т.нар. „трасери”, фини частици течност, които се осветяват от последователни мощни лазерни импулси. Пресмятането на скоростта се основава на крос-корелацията на интензивността на светлината на две последователни снимки направени в контролиран времеви интервал. За целта снимките, в случая с размер 2048X2048 пиксела, се разделят на прозорци с размери 32X32 пиксела. За всяка една двойка прозорци с помощта на крос-корелационен анализ се пресмята преместването на разпръснатите частици като група, във времето и пространството, което позволява да се пресметне скоростта. За да се увеличи броят на векторите на скоростта, съседните прозорци се отместват на 16 пиксела осигурявайки припокриване от 50%. Така за всяка двойка снимки се получават 127X127 вектора на скоростта.

За да се възстанови тримерната картина на потока около изследвания хеликоптерен винт е приложен методът Phase Locked Acquisition (PLA). При него измерването се синхронизира с определено азимутално положение на лопатите на винта, в случая на всеки 30°. Сигналят, излъчван от оптичния датчик на гондолата задава началното положение на избраната цилиндрична координатна система. Броят импулси излъчвани от датчика за измерване на момента за всеки градус от азимуталното положение пък определя положението на винта в избраната координатна система. Така получените картини на полето на потока в различни азимутални равнини позволяват да се реконструира цялостното осреднено тримерно поле около изследвания хеликоптерен винт.

Апаратурата за PIV измерванията (фиг.5.5), използвана в случая включва:

- PIV камера
- импулсен лазер и оптична система
- система за синхронизация
- разпръскваща система
- управляващ софтуер и компютър

Камера

Специалната камера PIV използвана при експеримента е Dantec FlowSense 4M с разделителна способност 2048x2048 пиксела. Камерата е снабдена с обектив Micro-Nikkor AF-60 mm f/2.8.

Импулсен лазер

Импулсният лазер Litron Nano-L 200-15 е Nd-Yag с дължина на вълната 532 nm и има импулсна мощност от 200 mJ. Първоначално лазерният лъч е с диаметър от 4mm, след това лъчът се пропуска през цилиндрична леща и се отклонява в едната равнина 30 градуса, докато в другата запазва дебелината си. Целта е в областта на изследвания поток да се получи хомогенно осветена област. При използваната система се получава област от 300X300X4mm.

Система за синхронизация

Системата на синхронизация задейства системата за измерване от външен сигнал, в случая желаното азимутално положение на лопата. Последователно за определен времеви интервал се задейства лазерът, излъчват два светлинни импулса и за всеки един от тях се прави снимка на изследвано поле от потока. След това така получените снимки се изпращат към компютъра с помощта на специален интерфейс CameraLink.

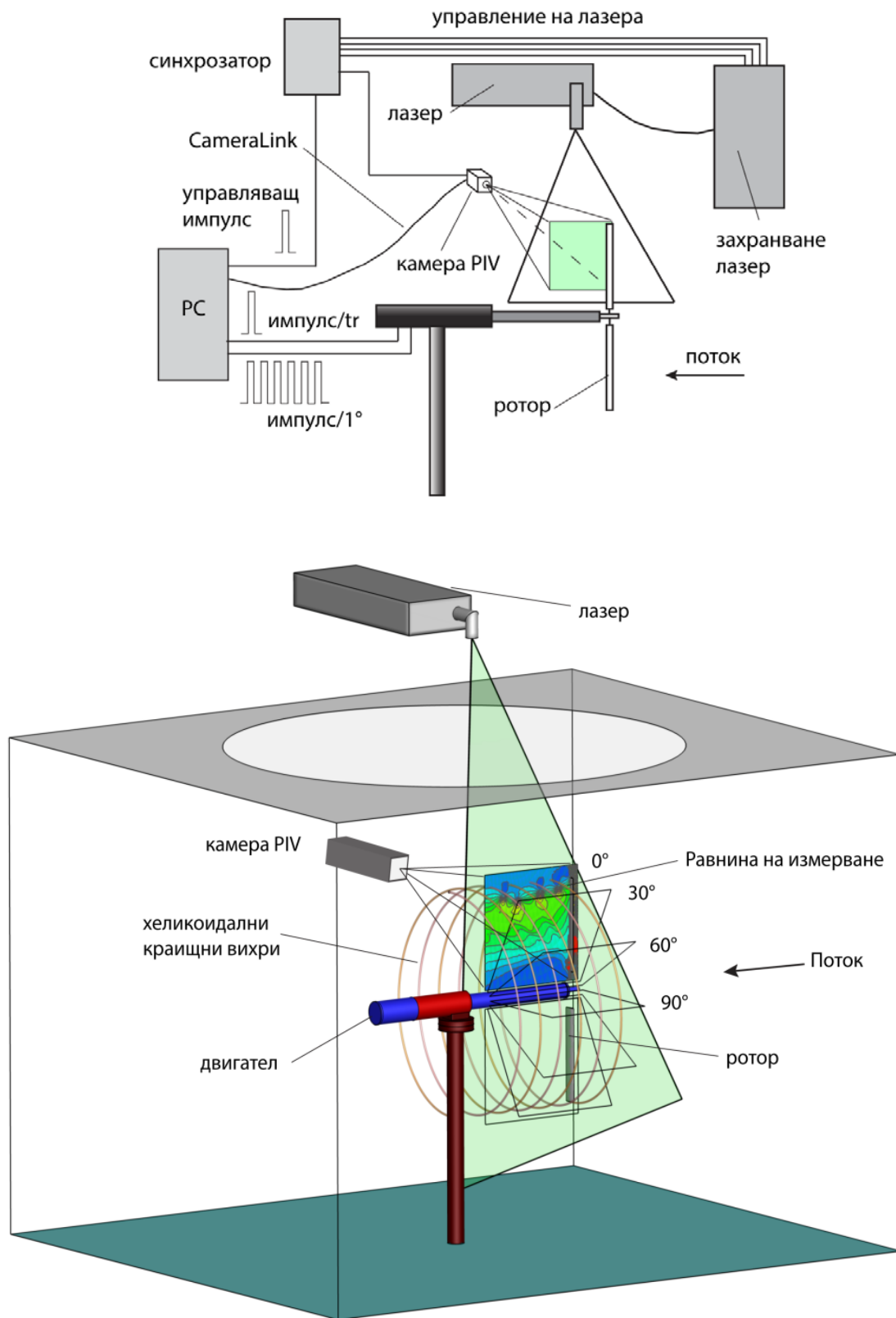
Аерозолна система

За разпръскване на флуидни частици „трасери“ в потока се използва специален аерозолен генератор Dantec 10F03. За работен флуид се използва зехтин. Размерът на флуидните частици е от 2 до 5 микрона.

Управляващ софтуер и компютър

Управлението на системата за измерване на скоростното поле на потока се извършва от специален софтуер DynamicStudio Software Dantec 2.3. Програмата позволява получаването, обработката на получените изображения. От получените изображение с помощта на крос-корелационен анализ се пресмята скоростта на неустановения поток. Допълнително програмата дава възможност да се пресмятат различни характеристики на потока като осреднена скорост, картина на токовите линии, откриване на центъра на завихреност и др.

Лопатите на носещия винт имат ъгъл на поставяне на лопатите равен на 7.5° . Изследването на полето на реалното течение през носещия винт на хеликоптера, конструиран за целите на това изследване е направено с осева скорост на течението равна на 1.5 m/s и ъглова скорост на въртене 2000 tr/min



Фиг. 5.5 Схема на опитната постановка при измерване на скоростта с помощта на PIV

5.6. Тестови изпитания и обработка на получените резултати с PIV.

Експерименталния модел на винта е монтиран на стенда в работна част на аеродинамичната тръба. Импулсният лазер е разположен на известна височина над прозрачния таван на работната част с цел да се получи оптимално осветяване в изследваната област. Равнината на измерване преминава през оста на въртене на винта. За да се визуализира течението след работната част зад изпитателния стенд е поставен аерозолния генератор.

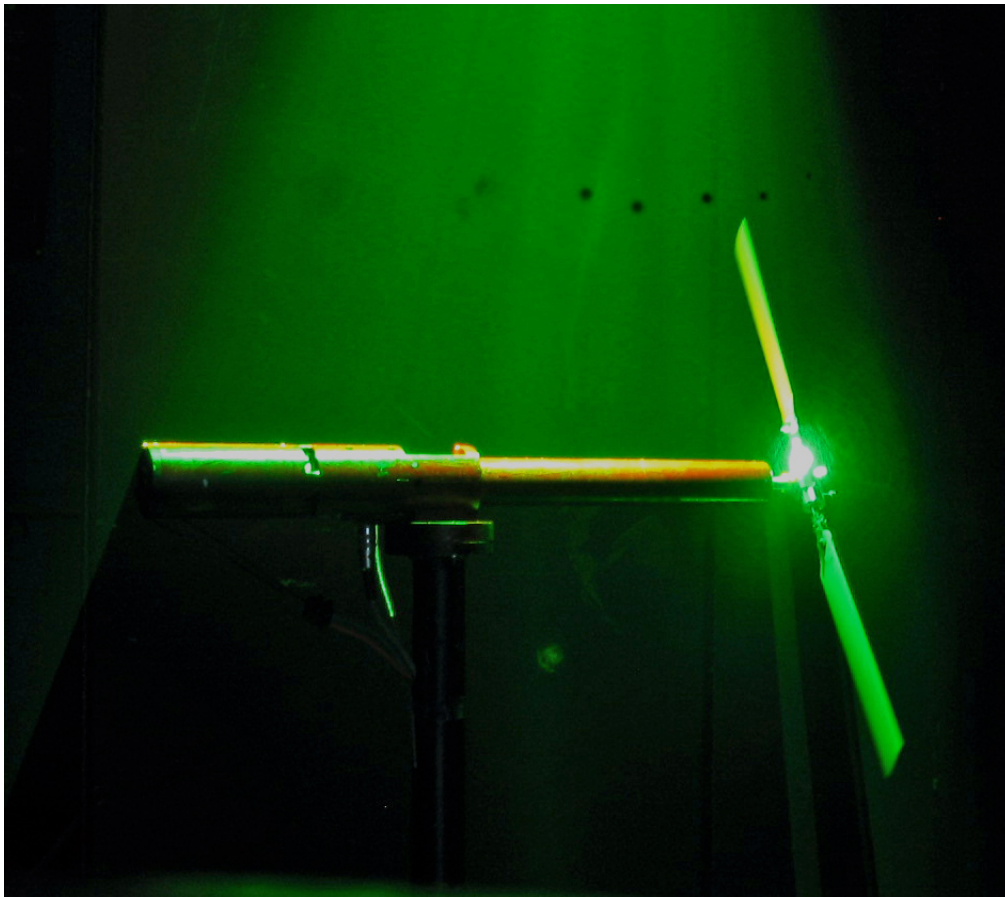
Измерването е синхронизирано с азимуталното положение на ротора. Оптичен датчик отчита вертикалното положение на лопатата, след което започва броенето на правоъгълните сигнали, емитирани на всеки градус от измерителя на въртящия момент. Така, с точност до градус може да се определи положението на лопатата на винта. При проведения експеримент са правени измервания при 0° , 30° , 60° , 90° , 120° , 150° и 180° , като за всяко положение са правени 500 двойни снимки.

Скоростта на течението при проведените тестови изпитания е около 1.5 m/s. Тази скорост е получена вследствие на струята на винта, който след няколко минути работа задвижва потока в аеродинамичния тунел. За да се получат оптимални резултати, времето между първата и втората картина от всяка двойка изображения е регулирана 80 милисекунди. Така, частичките се преместват на една 1/4 от дължина прозореца използван при кроскорелацията.

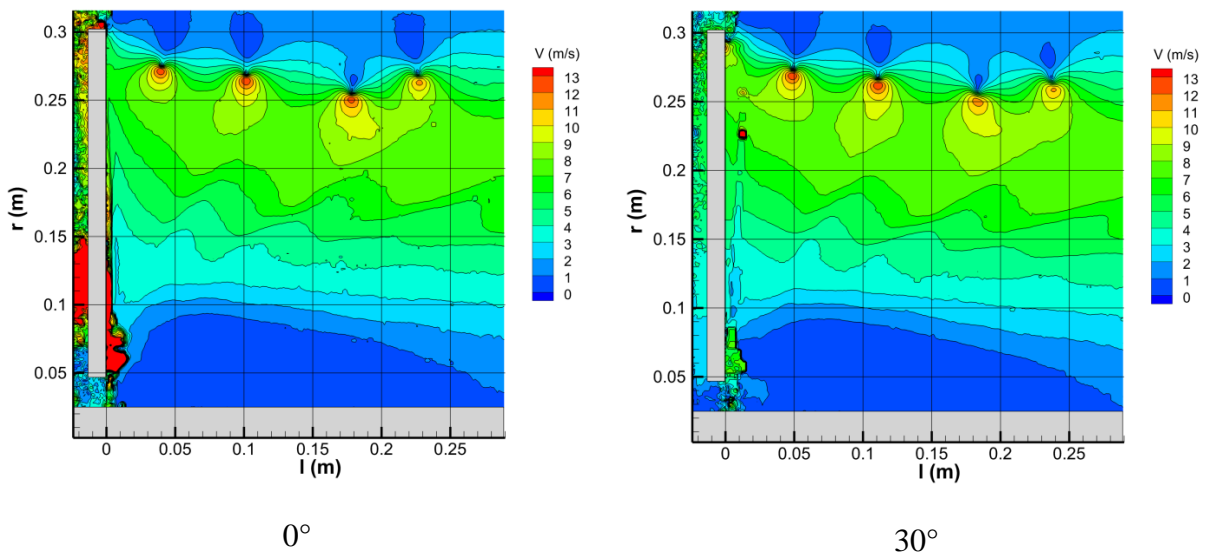
Изображенията получени при измерванията с PIV помагат да се визуализират хеликоидалните краищни вихри свързани с лопатите. Отначало потокът е с ниска степен на турбулентност, но след преминаването му през винта се появяват вихрови структури свързани с теглителната сила създадена от лопатите. От изображенията получени с PIV се вижда, че диаметърът на струята след винта се стеснява. Стабилността на така създадената вихровата система зависи в голяма степен от стъпката между вихрите, като в режим на висене тя се разпада след дължина по-малка от един диаметър.

На фиг. 5.6 краищните вихри на лопатите са представени като черни петна с кръгла форма. Това се дължи на липсата на трасиращи частици в ядрото на вихъра. Тези частици са изхвърлени от центробежните сили в резултат на интензивното въртене на вихъра.

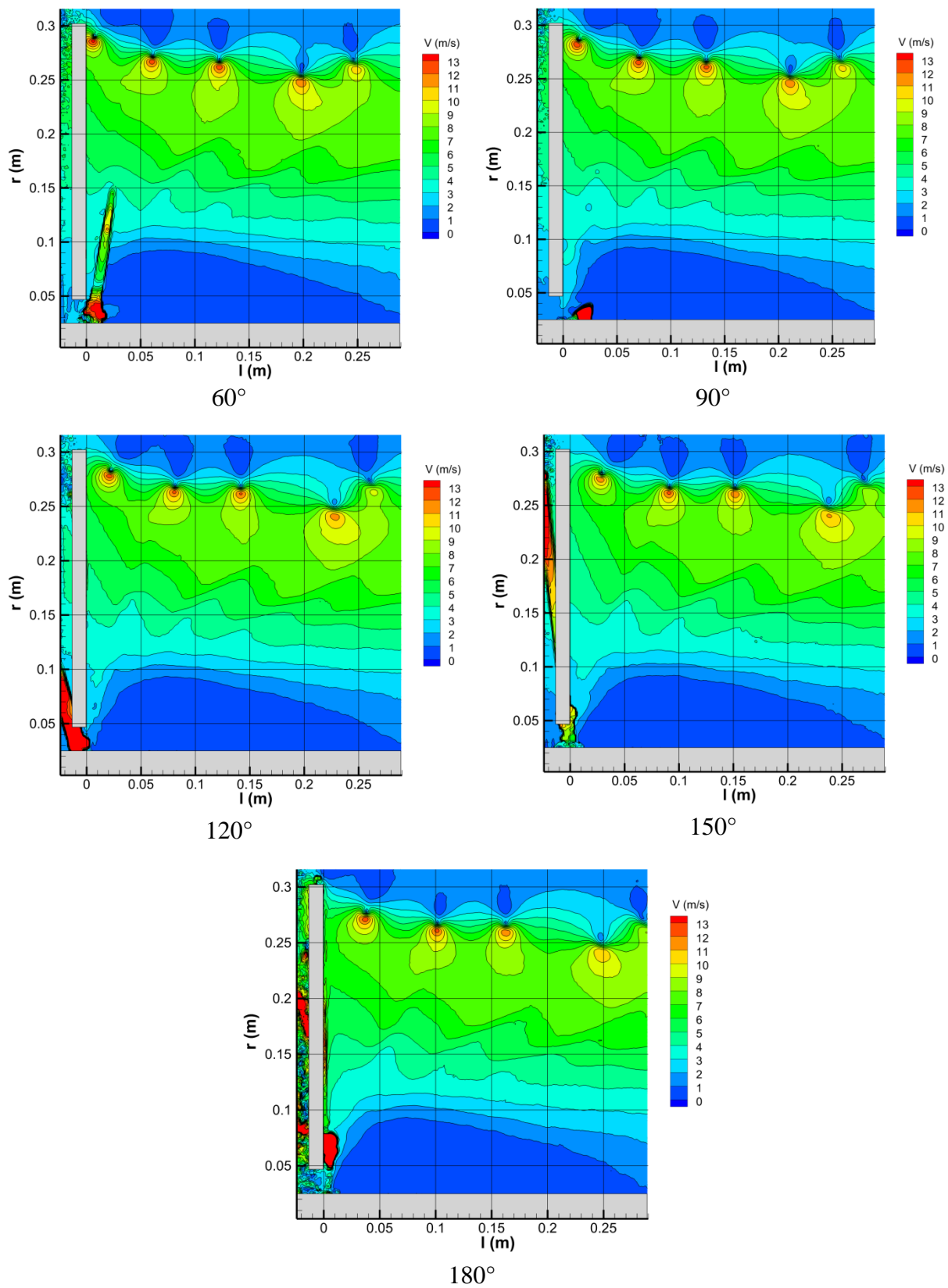
Получените резултати от измерването са обработени със специален софтуер – DynamicStudio 2.3 на DantecDynamics, който осъществява целия процес на синхронизация, получаване на снимките и запазването им на твърдия диск. След това с помощта на крос-корелационен анализ са получени мигновените скоростни полета на реалното течение през носещия винт. Получените резултати за скоростта и за полето на завихреността са осреднени и представени на фиг. 5.7 и фиг. 5.8 за различни азимутални положения на лопатата.



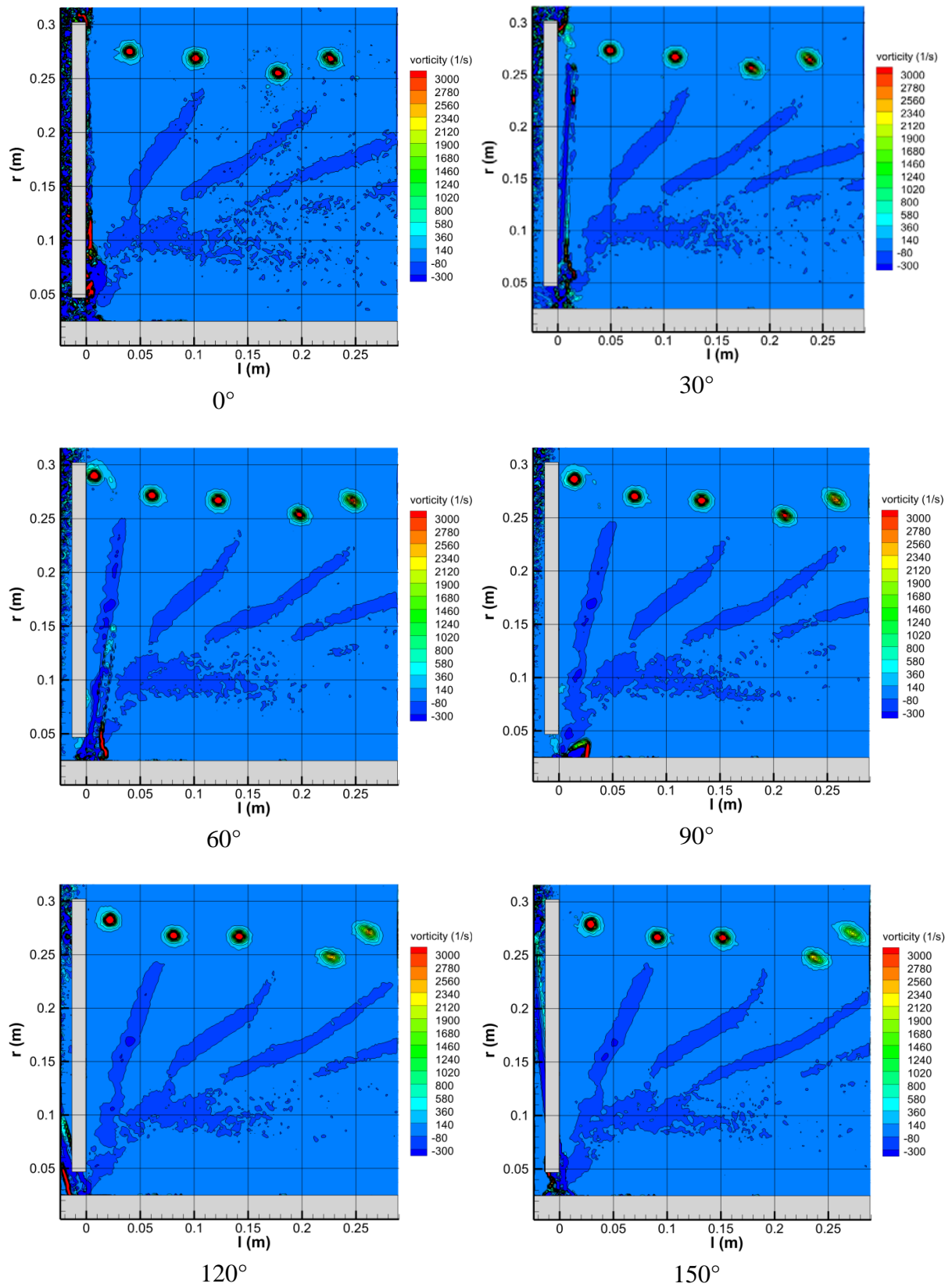
Фиг. 5.6 Измерването на полето на скоростта с помощта на PIV.



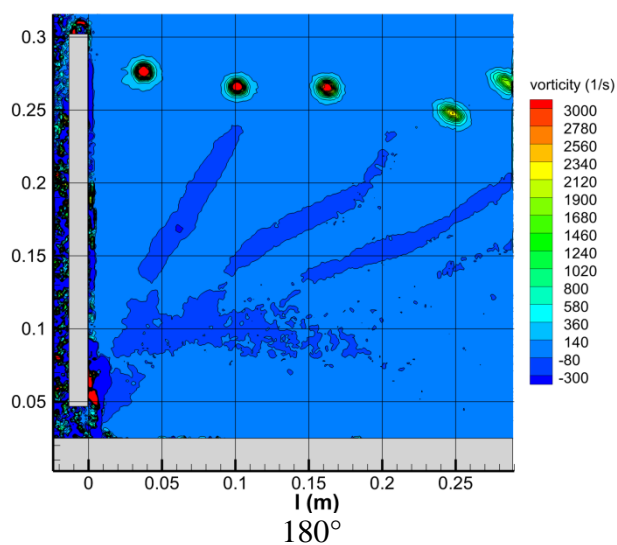
Фиг. 5.7 Поле на средната скорост при различни азимутални положения на винта



Фиг. 5.7 Поле на средната скорост при различни азимутални положения на винта – продължение

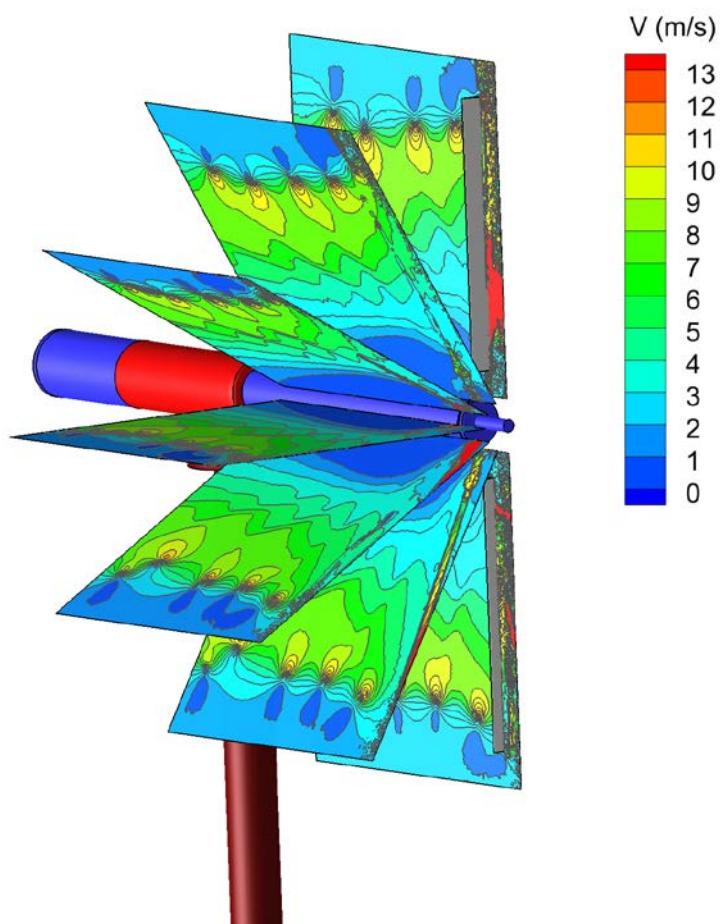


Фиг. 5.8 Поле на осреднената завихреност при различни азимутални положения на винта



Фиг. 5.8 Поле на осреднената завихреност при различни азимутални положения на винта - продължение

От представените резултати на скоростните полета може да се получи и цялостна картина на скоростта, фиг. 5.9.



Фиг. 5.9 Поле на осреднения поток след винта

5.7. Анализ на експерименталните резултати.

Проведените тестови изпитания на винта и направените измервания с PIV техниката са паралелни, с цел изследване получаване на въртящи момент и консумираната мощност от хеликоптерния носещ винт. От получените стойности на въртящия момент са получени стойностите на ъгловата скорост на въртене Ω с цел накрая да бъде изчислена консумираната мощност на винта, използвайки връзката:

$$P = M_y \Omega \quad (5.2)$$

Използвайки (5.1) е изчислен коефициента на мощност по формулата:

$$C_p = \frac{P}{\rho \frac{V^3}{2} A} \quad (5.3)$$

където A е площта на диска на винта. Тъй като градиента на скоростта при преминаването на течението през носещия винт се променя, т.е. течението се ускорява и се появява допълнителна компонента на скоростта в резултат на наличието на вихри в полето на течението нар. индуцирана скорост c_T , трябва да бъде отчетена средна индуцирана скорост (advanced induced ratio) λ :

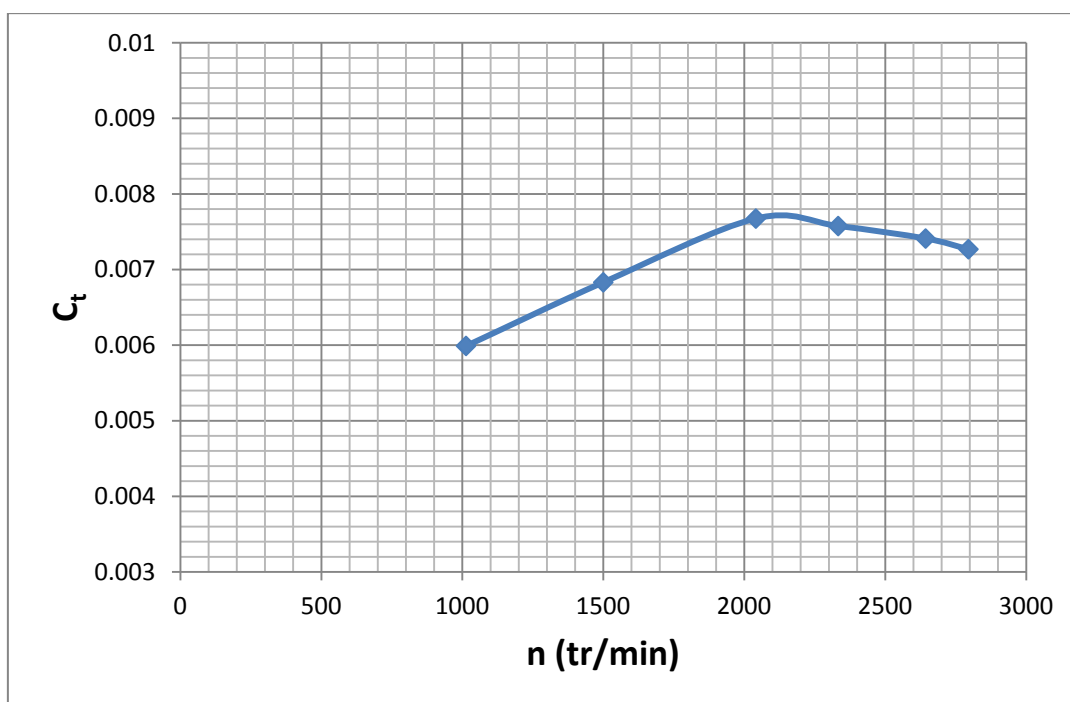
$$\lambda = \frac{V_\infty + v_i}{\Omega R} \quad (5.4)$$

Измервайки теглителната сила на винта, се пресмята и коефициента на теглителна сила c_T .

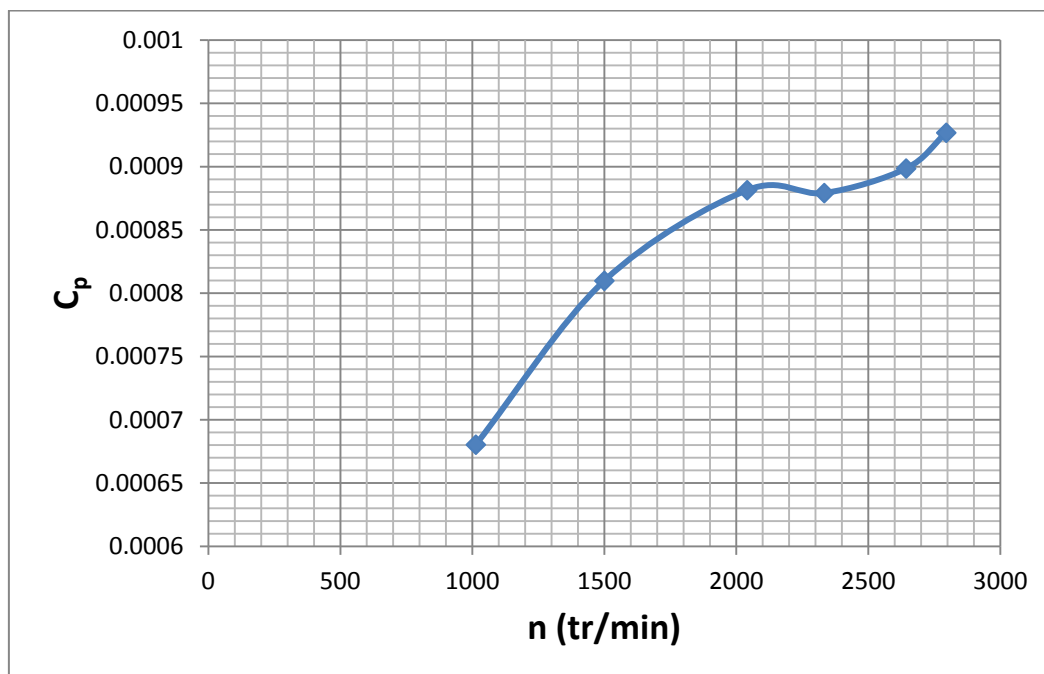
$$C_T = \frac{P}{\rho \frac{V^2}{2} A} \quad (5.5)$$

Резултатите от тестовите изпитания проведени за експерименталния модел на хеликоптерния носещ винт са показани на фиг. 5.10 и фиг. 5.11.

Вижда се, че след 1900 tr/min теглителна сила не зависи силно от числото на Re . В Таблица 5.1 са дадени стойностите на μ , λ_i , λ , c_t и c_p при различни ъгли на наклон на ротора, различни скорости на движение на хеликоптера при относително постоянна честота на въртене.



Фиг. 5.10 Зависимост на коефициента на теглителна сила от оборотите на въртене на винта при ъгъл на наклон на ротора 7.6° , за режим на висене

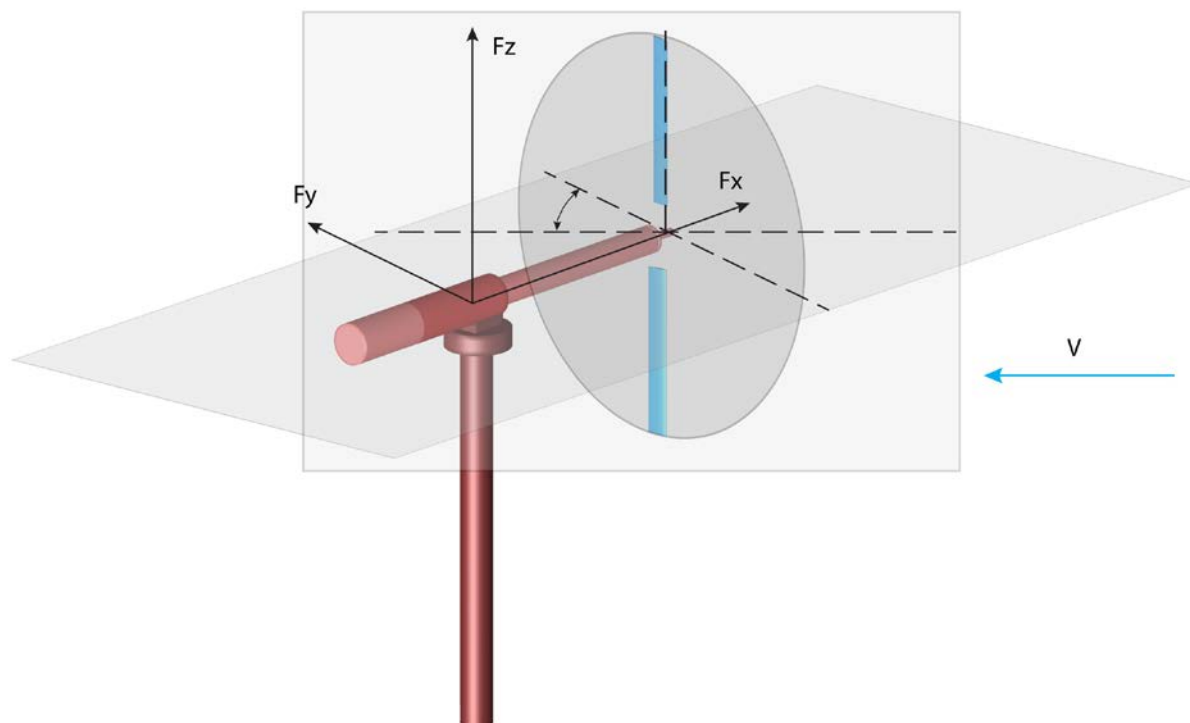


Фиг. 5.11 Зависимост на коефициента на мощност от оборотите на въртене на винта при ъгъл на наклон на ротора 7.6° , за режима на висене

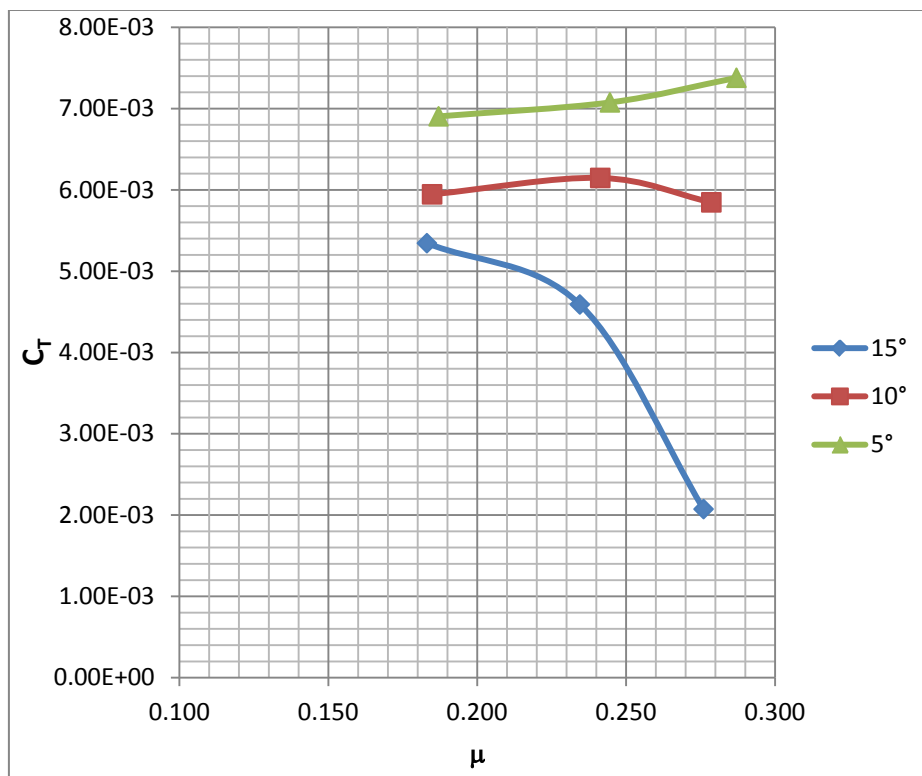
Таблица 5.1 μ , λ_i , λ , c_t и c_p при различни ъгли на наклон на ротора, различни скорости на движение на хеликоптера при относително постоянна честота на въртене за режим на висене

Rotor angle (°)	V m/s	n tr/min	μ	λ_i	λ	C_T	C_P
15	16,9851	1861	0,27601787	0,03219627	0,10615504	0,0020732	0,00042709
10	17,0336	1885	0,27862315	0,05406803	0,10319681	0,0058467	0,00040711
5	17,0819	1856	0,28706064	0,06074211	0,08585666	0,00737921	0,00045763
15	14,3894	1856	0,23446682	0,04790771	0,11073291	0,0045903	0,00043461
10	14,5263	1856	0,24132329	0,05543755	0,09798936	0,00614664	0,00042108
5	14,6393	1867	0,2445639	0,05948183	0,08087839	0,00707618	0,00043895
15	11,2373	1856	0,18310532	0,0516928	0,10075573	0,00534429	0,00044138
10	11,1932	1867	0,18485649	0,05452197	0,08711716	0,00594529	0,000419
5	11,3396	1891	0,18703409	0,05875757	0,07512093	0,0069049	0,00039684

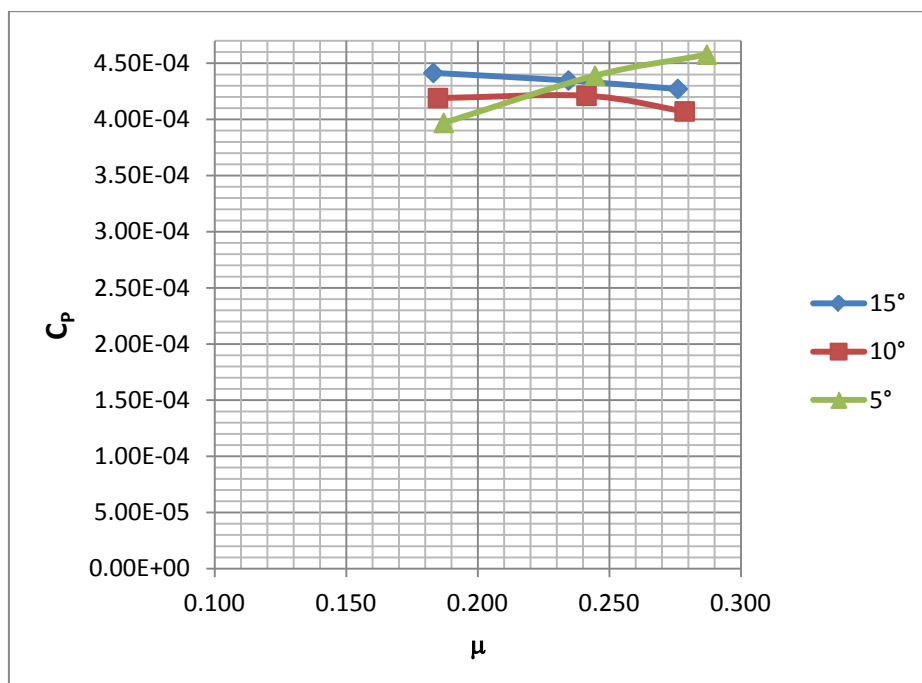
Освен за режим на висене са проведени тестови изпитания на модела на хеликоптерния винт в аеродинамичната тръба за режим на хоризонтален праволинеен полет, като получените резултати са дадени на фиг. 5.13, фиг. 5.14 и таблица 5.2. На фиг. 5.12 е дадена схема илюстрираща баланса на силите при тестови изпитания на модела на носещия винт в режим на хоризонтален праволинеен полет.



Фиг. 5.12 Баланс на силите в режим на хоризонтален праволинеен полет при тестовете на модела на носещия винт направени в аеродинамичната тръба



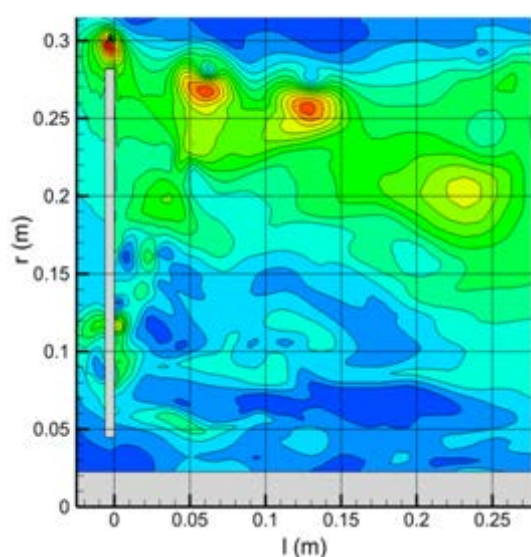
Фиг. 5.13 Зависимост на коефициента на теглителна сила от отношението на скоростите μ при ъгъл на наклона на диска на винта за режим на хоризонтален праволинеен полет



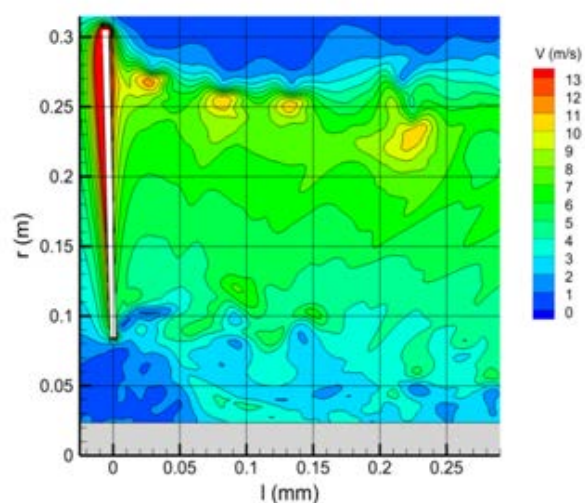
Фиг. 5.14 Зависимост на коефициента на мощност от отношението на скоростите μ при ъгъл на наклона на диска на винта за режим на хоризонтален праволинеен полет

Таблица 5.2 V , μ , λ_i , λ , P , F_x , F_y , c_t и c_p при различни ъгли на наклон на ротора, различни скорости на движение на хеликоптера при относително постоянна честота на въртене за режим на хоризонтален праволинеен полет

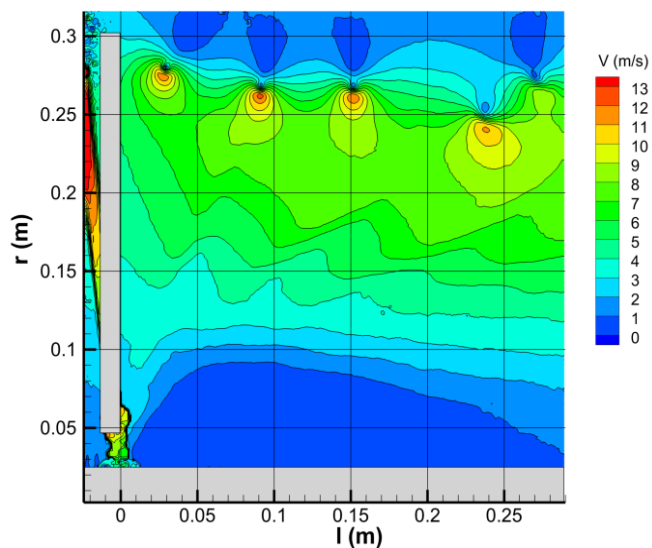
Наклон на диска	V	μ	n	P	F_x	F_y	λ_i	C_T	λ	C_p
degree	m/s		tr/min	W	N	N				
15	11.24	0.18310532	1856	32.6	6.6586	1.3424	0.05169280	0.00534429	0.10075573	0.00044138
15	14.39	0.23446682	1856	32.1	5.7192	1.2457	0.04790771	0.00459030	0.11073291	0.00043461
15	16.99	0.27601787	1861	31.8	2.5970	1.5460	0.03219627	0.00207320	0.10615504	0.00042709
10	11.19	0.18485649	1867	31.5	7.4955	1.3790	0.05452197	0.00594529	0.08711716	0.00041900
10	14.53	0.24132329	1856	31.1	7.6583	1.3448	0.05543755	0.00614664	0.09798936	0.00042108
10	17.03	0.27862315	1885	31.5	7.5140	1.3370	0.05406803	0.00584670	0.10319681	0.00040711
5	17.08	0.28706064	1856	33.8	9.1940	1.7433	0.06074211	0.00737921	0.08585666	0.00045763
5	14.64	0.24456390	1867	33	8.9212	1.0774	0.05948183	0.00707618	0.08087839	0.00043895
5	11.34	0.18703409	1891	31	8.9306	0.9894	0.05875757	0.00690490	0.07512093	0.00039684



а) Осредненото скоростно поле на течението през винта получено с хибридният модел



б) Осредненото скоростно поле на течението през винта получено с пълния модел

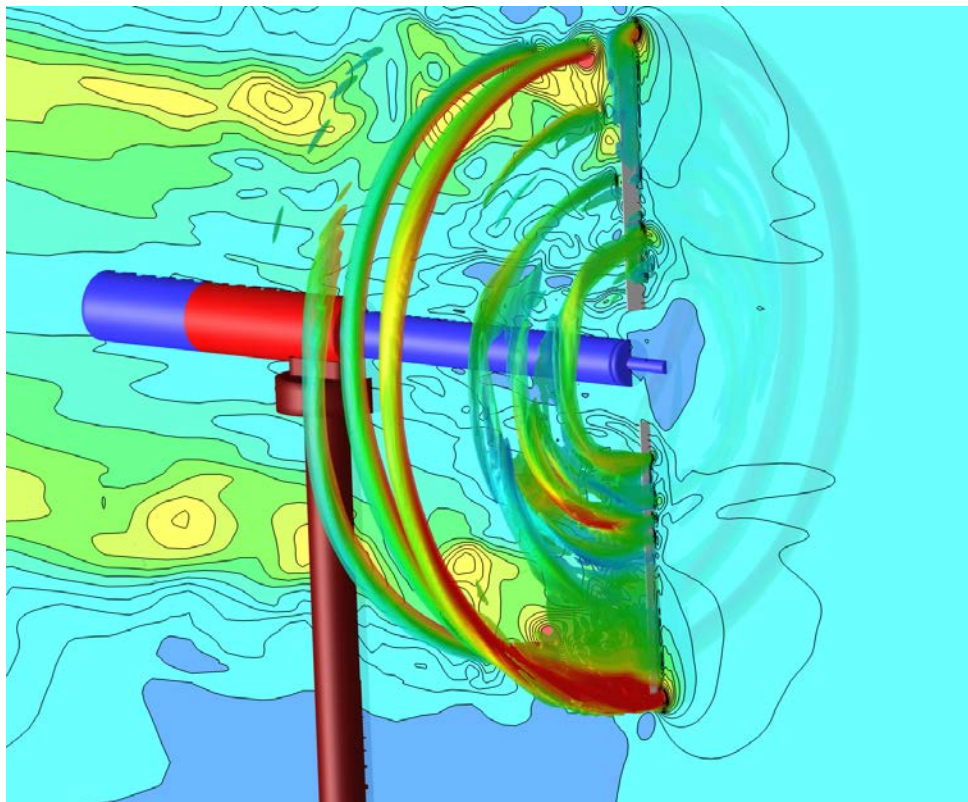


в) Полето на средната скорост от PIV измерванията

Фиг. 5.15 Сравнение на числените резултати и получени от измерваният с PIV метода

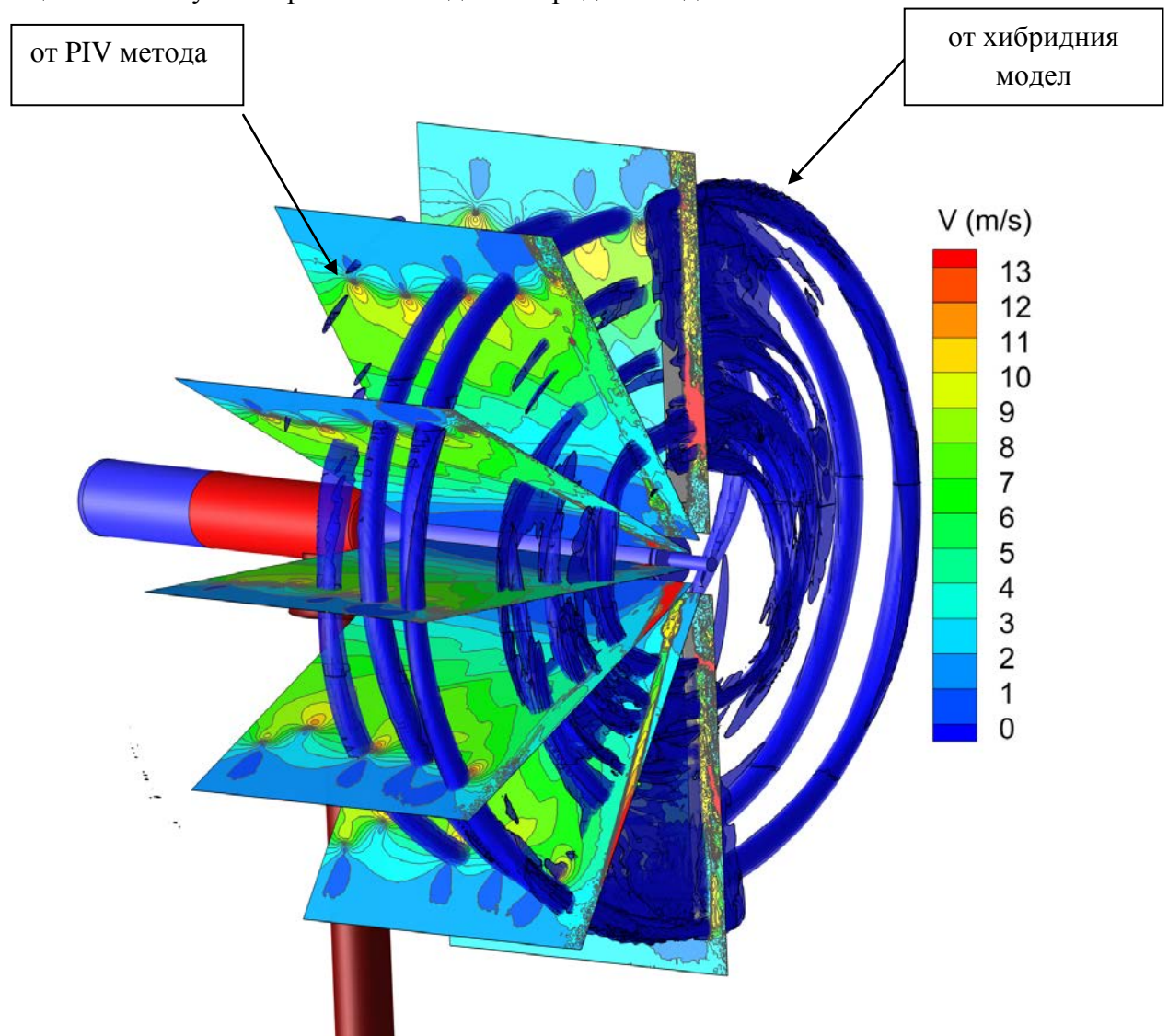
На фиг. 5.15 е дадено направеното сравнение между получените числени резултати за скоростното поле на течението и измерванията на полето на скоростта направени с PIV метода.

На фиг. 5.16 е дадено скоростното поле на потока след винта получено чрез PIV метода.



Фиг. 5.16 Скоростното поле на потока след носещия винт получено чрез PIV метода

На фиг. 5.17 е показано направеното сравнение на завихреността на потока след носещия винт получено чрез PIV метода и хибридният модел.



Фиг. 5.17 Сравнение на завихреността на потока след носещия винт получени чрез PIV метода и хибридният модел

Получените резултати при проведените тестови изпитания за изследване на реалното течение на носещия винт на хеликоптера, за стойностите на мощността и теглителната сила на винта са:

$$P = 68.7 \text{ W}$$

$$T = 6.8 \text{ N}$$

Резултатите получените при числената симулация на течението през носещия винт за мощността и теглителната сила и изложени в точка 2.6, глава 2 в този труд показват добра съгласуваност с изложените по-горе получени експериментални данни от първоначалните тестови изпитания (Таблица 5.3). Кое е показва, че предложеният в настоящия труд хибриден модел за анализ на аеродинамичното поведение на носещия

винт на хеликоптера, вземайки в предвид и неговата аероеластичност е правдоподобен и удовлетворява целите поставени в това изследване.

Таблица 5.3 Сравнение на получените резултати от хибридно моделиране и експеримента

	Хибридно моделиране	Експеримент
Скорост	$V = 1.675 \text{ m/s}$	$V = 1.5 \text{ m/s}$
Теглителна сила	$T = 6.737434 \text{ N}$	$T = 6.8 \text{ N}$
Мощност	$P = 65 \text{ W}$	$P = 68.7 \text{ W}$

5.8. Заключение

За решаване на поставената в настоящия труд задача за проверка на предложените числени модели е проведен експеримент с моделен шарнирен винт. Изследвано е реалното течение през носещ винт на хеликоптер и са получени: скоростно поле на потока в близост до винта, стойностите на теглителната сила и въртящия момент. Получени са скоростните полета на реалното течение, отчетени за различните ъгли на азимут на лопатите на винта. Изложените резултати и направените заключения потвърждават достоверността на предложените числен хибриден модел и структурен крайно-елементен модел на носещия винт на хеликоптера за изследване на проблемите свързани с динамиката на винта. Сравнението на предложения хибриден модел с проведените тестови изпитания на моделен носещия винт показва че моделът, дава задоволителни резултати, както по отношение на скоростното поле на потока и така и по отношение на мощността и теглителната сила.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В дисертационния труд е изследвана динамиката на носещ винт на хеликоптер, като са отчетени еластичните деформации и маховите движения на лопатите. Изследването на аеродинамичното и динамичното поведение на хеликоптерния носещ винт, комбинирано с отчитането на еластичността на неговата конструкция с използването само на един изчислител е трудоемка задача. Трудността произтича от невъзможността да се решат едновременно уравненията на флуидната механика, описващи течението, и структурната динамика. Затова за решаване на проблемите, свързани с отчитането на маховите движения на хеликоптерните лопати в пространството, както и на техните деформации е създаден крайно-елементен модел на шарнирен хеликоптерен винт с програмния продукт ANSYS. Този модел на винта използва като основа метода на крайните елементи. За да се изчислят аеродинамичните натоварвания на лопатите на винта е предложен хибриден модел за изследване на потока около винт на хеликоптер, който използва метода на крайните обеми и програмния продукт FLUENT. При този вид модели реалната геометрия на винта се заменя с обемно или повърхностно разпределени сили, които упражняват еквивалентно въздействие върху потока. При хеликоптерите, хибридните модели се използват основно при изследване на интерференцията на винта с тялото и опашния винт. Най-често се използва моделът на активния диск. При него винтът се заменя от безкрайно тънка повърхност на прекъсване на налягането, или пък от диск с обемно разпределени сили. Тъй като налягането или обемните сили са разпределени равномерно в азимутална посока по повърхността представляваща ометаемата повърхност на винта се губи индивидуалното влияние на лопатите. Това е сериозен недостатък, в случай че се изследва отрицателното взаимодействие на краищните вихри с опашния винт и тялото хеликоптера. Краищните вихри на хеликоптерния винт могат да бъдат представени от модела на активната линия. При него аеродинамичното натоварване на лопатите е заменено от масови сили, концентрирани в цилиндричен обем с оси съвпадащи с осевите линии на лопатите. Основен недостатък на този модел е, че интензитета на обемните сили е различен от интензитета на реалните сили действащи на лопатите и това води до неточно представяне на дисипацията на вихровата следа. Това се избягва при модела на активната повърхност, при който лопатата е заменена от тънка повърхност, съвпадаща със средната повърхност. По тази повърхност се задава скок на налягане, който е еквивалентен на скока равен на разликата от налягане създаден от реалната лопата. Този модел дава добри резултати, но при численото моделиране изисква дефиниране на специална повърхност, по която скока на налягане да бъде зададен като гранично условие. Това създава неудобство при моделиране на маховите движения, тъй като се налага промяна на пространственото положение на активната повърхност заменяща лопатите. Това налага деформация на възлите на мрежата в моделната област, което в общия случай е много трудно осъществимо практически.

За да бъдат преодолените изложените по-горе недостатъци на хибридното моделиране, в настоящата работа е предложен нов модел, при който реалната лопата е представена като тънък обем разположен около средната повърхност на лопатата. В

този обем се разпределят обемните сили еквивалентни на силите предизвикани от реалната лопата. Интензитетът на тези сили е много близък до реалните, но за разлика от метода на активната повърхност не е необходимо дефиниране на специална повърхност. Така, при моделиране на постъпателното и на маховото движение на лопатата не се налага деформация на мрежата, а просто обемните сили се задават там, където би се намирала реалната лопата.

В дисертационния труд е предложен алгоритъм на свързване на аеродинамичния с крайно-елементния модел на носещия винт с цел съвместното решаване на проблемите на аеродинамиката и динамиката на винта. Разработеният алгоритъм на свързване на двата модела е транзиентен и предполага обмяна на информацията между двата модела на всяка времева стъпка.

Маховото и постъпателното движение на лопатите водят до значително изменение на ъглите на атака на потока по дължината на лопатата в зависимост от азимуталното положение. При достигане на критични стойности на ъгъла на атака откъсването на потока от повърхността на профила става рязко и се съпровожда с мигновено понижаване на подемната сила. В глава 4 на дисертационния труд е представено моделирането на нестационарното течение около профила на сечението на хеликоптерната лопата за изследване на явлението динамично откъсване. Последното е изпълнено чрез числена симулация на нестационарно течение при осцилирането на крилен профил NACA0012. Точността на получените числени резултати за динамичните характеристики на коефициента на подемна сила и коефициента на челно съпротивление от ъгъла на атака за нестационарно течение около профил NACA0012 и профила от сечението на лопатата от експерименталния конструктивен модел на носещия винт се потвърждава от съгласуваността им от 3% с избраните експериментални данни. Реализираният 2D числен модел на течението около профила с гъста (мрежа със сравнително голям брой възли) изчислителна мрежа и високата точност на числените резултати постигната с DES $k - \omega$ SST модел на турбулентност са доказателство, че този тип модел е подходящ за използване при изчисления с хибридният модел.

Паралелно с численото моделиране е проведен и аеродинамичен натурен експеримент. Целта на експерименталното изследване е получаването на известен набор от експериментални данни относно търсените аеродинамични характеристики, които са използвани, за да се потвърди приложимостта на предложените числени модели. Изработен е конструктивен модел на носещ винт на хеликоптер, който е пригоден за изпитание в аеродинамична тръба. Използван е оптичният метод PIV (Particle Image Velocity) за измерване на полето на потока около хеликоптерния винт. Извършеното експериментално изследване за получаване на аеродинамичните характеристики на конструктивен модел на хеликоптерния носещ винт в режим на висене и хоризонтален праволинеен полет потвърждава точността на получените числени резултати и адекватността на предложените числени подходи. Достоверността на предложения хибриден модел и структурен крайно-елементен модел на носещия винт се потвърждава най-вече от добрата съгласуваност в порядък около 5% на

получените числени резултати с експерименталните данни за градиента на скоростта, теглителната сила и мощност, дадени на таблица 5.3. Добрата съгласуваност на резултатите, която се наблюдава при съпоставка на осредненото скоростно поле на течението получено с пълния числен модел, фиг.5.15б) и използването на PIV метода, фиг.5.15в) от експеримента са доказателство за адекватността на предложения пълен числен модел за моделиране и изследване на тримерен вискозен поток около хеликоптерен носещ винт. Реализираното сравнение на завихреността на потока получена с пълния числен модел и с PIV измерванията показано на фиг.5.17 е доказателство за точността на хибридният модел, позовавайки се на неговата прецизност при долавянето на вихрите в потока и отчитането на нестационарното течение близко до реалното.

ПРИНОСИ НА ДИСЕРТАЦИОННИЯ ТРУД

Научно-приложни приноси

1. Предложен е нов хибриден модел за изследване на потока около винт на хеликоптер.
2. Моделирана е динамиката на хеликоптерния винт с помощта на алгоритъм свързващ аеродинамичния хибриден модел със структурния, отчитащ инерционните и еластични сили възникващи при движение на лопатите.

Приложни приноси

1. Моделиран е тримерен вискозен поток около моделен хеликоптер винт в режим на висене с помощта на програма за числено моделиране на уравненията на Навие-Стокс ANSYS Fluent. Получените резултати са сравнени с резултатите от хибридния модел и експеримента.
2. Направено е моделиране на динамично откъсване при осцилиране на крилен профил NACA0012, което е използвано за лопатите на моделния хеликоптер винт. Подходящият модел на турбулентността DES е избран от сравнението на получените резултати с експеримент.
3. Създаден е структурен крайно-елементен модел на шарнирен хеликоптерен винт на програмния език APDL използван в програмния продукт ANSYS. Моделът е използван при изследването на динамиката.
4. Извършено е експериментално изследване на аеродинамичните характеристики на моделен хеликоптерен винт. Определени са теглителната сила и мощността на винта при висене и хоризонтален праволинеен полет. Получените данни са използвани за проверка на приложимостта на предложения хибриден модел.
5. Извършено е експериментално изследване на потока около моделен хеликоптерен винт с помощта на метода PIV. Получено е скоростното поле и положението на лопатите, което служи за потвърждаване на предложените числени модели.

Библиография

- [1] Гешев Д., Аеродинамика на Летателните апарати, Катедра “Въздушен транспорт”, ТУ-София, 2002.
- [2] Джонсон У. ., „Теория вертолета 1”, 1983, стр. 42 – 49; 59 – 68; 83 – 91; 429 – 432.
- [3] Джонсон У. ., „Теория вертолета 2”, 1983, стр. 686 – 688.No. 11, 1989, pp. 1606-1614.
Johnson W., Helicopter Theory, Dover Publication, New York, 1994.
- [4] ©2013, ANSYS Inc., www.ansys.com
- [5] ANSYS Inc., ANSYS FLUENT 12.0 Getting Started Guide, © www.sharcnet.ca
- [6] Atilgan, A. R., and Hodges, D. H., "Unified Nonlinear Analysis for Nonhomogeneous Anisotropic Beams with Closed Cross-Section." *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 11, 1991, pp. 1990-1999.
- [7] Bauchau, O. A., and Kang, N. K., "A Multibody Formulation for Helicopter Structural Dynamic Analysis," */сшпгя/ of the American Helicopter Society*, Vol. 38, No. 2, 1993, pp. 3-14.
- [8] Beddoes, T. S. 1978. “Onset of Leading Edge Separation Effects under Dynamics Conditions and Low Mach Number”, 34th Annual Forum of the American Helicopter Soc., Washington DC, May 15-17.
- [9] Beddoes, T. S. 1983. “Representation of Airfoil Behavior,” *Vertica*, 7 (2), pp. 183-197.
- [10] Bielawa, R. L., *Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity*, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1992.
- [11] Bir G., Chopra I., and Nguyen K., Development of UMARC, 46th Annual National Forum of the American Helicopter Society, D.C, May, 1990.
- [12] Bramwell A.R.S, Done G:, and Balmford D., Bramwell’s Helicopter Dynamics, Butterworth-Heinemann, 2004.
- [13] Carr, L. W., McAlister, K. W., and McCroskey, W. J. 1977. “Analysis of the Development of Dynamic Stall Based on Oscillating Airfoil Measurements,” NACA TN D-8382.
- [14] Carr, L. W., McAlister, K. W., and McCroskey, W. J. 1978. “Dynamic Stall Experiment on the NACA 0012 Airfoil,” NASA TP-1100.
- [15] Carr, L. W., “Progress in Analysis and Prediction of Dynamic Stall,” *Journal of Aircrafts*, Vol. 25, No. 1, 1988, pp. 6-17
- [16] Cesnik, C. E. S., Sutyryn, V. G., and Hodges, D. H., "Refined Theory of Twisted and Curved Composite Beams: The Role of Short-Wavelength Extrapolation," *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 33, No. 10, 1996,pp. 1387-1408.
- [17] Cesnik, C. E. S., Sutyryn, Y. G., and Hodges, D. H., "A Refined Composite Beam Theory Based on the Variational-Asymptotical Method," *Proceedings of the 34th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, AIAA, Washington, DC, 1993, pp. 2710-2720.
- [18] Cesnik, C. E. S., and Hodges, D. H., "VABS: A New Concept for Composite Rotor Blade Cross-Sectional Modeling," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 42, No. 1, 1997, pp. 27-38.

- [19] Chandrasekhara, M. S. and Carr, L. W. 1990. "Flow Visualization Studies of the Mach Number Effects on the Dynamic Stall of Oscillating Airfoils," *J. of Aircraft*, 27 (6), pp. 516 – 522
- [20] Chandrasekhara, M. S. and Carr, L. W. 1994. "Compressibility Effects on Dynamic Stall of Oscillating Airfoils," AGARD CP-552.
- [21] Chopra, I., and Bir, G., "University of Maryland Advanced Rotor Code: UMARC," *Proceedings of AHS Aeromechanics Specialists Conference on Aerodynamics, Acoustics and Dynamics*, American Helicopter Society, Alexandria, VA, 1994.
- [22] Chopra, I., "Perspectives in Aeromechanical Stability of Helicopter Rotors," *Vertica*, Vol. 14, No. 4, 1990, pp. 457-508.
- [23] Clark, D. R. and Maskew, B., "Study for Prediction of Rotor/Wake/Fuselage Interference," NASA CR 177340, March 1985.
- [24] Clark, D. R., Dvorak, F. A., Maskew, B., Summa, J. M., and Woodward, F. A., "Helicopter Flow Field Analysis," U.S. Army Research and Technology Laboratories, TR 79-4, April 1979.
- [25] Clark, D. R. and Maskew, B., "Calculation of Rotor/Airframe Interference for Realistic Configurations," Paper presented at European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, Sept. 1982.
- [26] Clark, D. R., "Analysis of the Wing/Rotor and Rotor/Rotor Interactions Present in Tilt-Rotor Aircraft," Paper presented at AHS/ARO International Conference on Rotorcraft Basic Research, Feb. 1985.
- [27] Costes, J. - J., "Theoretical Study of Two Dimensional Stall in an Incompressible Flow," Paper presented at European Rotorcraft Forum, Aug. 1984.
- [28] Corrigan, J. J., "Computation of Loads During Maneuvering Flight Using a Comprehensive Rotorcraft Code," *Proceedings of 2nd International Aeromechanics Specialists' Conference*, American Helicopter Society, Alexandria, VA, 1995, pp. 2.44-2.64.
- [29] Csencsitz, T. A., Fanucci, J. B., and Chou, H. F., "Nonlinear Helicopter Rotor Lifting Surface Theory," West Virginia University, Morgantown, Aerospace Engineering Rept. TR-35, Sept. 1973.
- [30] Datta A., Fundamental Understanding, Prediction and Validation of Rotor Vibratory Loads in Steady Level Flight, Dissertation, University of Maryland, 2004.
- [31] Dinyavari, M. A. H. and Friedmann P. P., "Application of Time-Domain Unsteady Aerodynamics to Rotary-wing Aeroelasticity", *University of California, Los Angeles, California*, AIAA Journal, Vol. 24, No. 9, September 1986.
- [32] Djojodihardjo, R. H. and Widnall, S. E., "A Numerical Method for the Calculation of Nonlinear, Unsteady Lifting Potential Flow Problems," *AIAA Journal*, Vol. 7, Oct. 1969.
- [33] Dobrev I., Massouh F., Rapin M., "Actuator Surface Hybrid Model", *Journal of Physics: Conference Series* 75 (2007) 012019.
- [34] Dobrev I., Massouh F., "Fluid-structure interaction in the case of a wind turbine rotor", *ENSAM, Laboratoire de Mécanique des Fluides*, Grenoble, 27-31 August 2007.
- [35] Dobrev I., Massouh F., Maalouf B., "Lifting surface method for prediction of rotor vortex wake", 19ème Congrès Français de Mécanique, Marseille, 24-28 août 2009.
- [36] Dobrev I., *Modele Hybride De Surface Active Pour L'Analyse Du Comportement Aerodynamique Des Rotors Eoliens A Pales Rigides Ou Deformables*, Thèse, Art Et Métiers ParisTech, ENSAM, 2009.

- [37] Dowell, E. H. and Deman T., "Nonlinear Aeroelasticity and Unsteady Aerodynamics", *Duke University, Durham, North Carolina 27708-0300*, AIAA Journal, Vol. 40, No. 9, September 2002.
- [38] Dvorak, F. A., Maskew, B., and Woodward, F. A., "Investigation of Three-Dimensional Flow Separation and Fuselage Configurations," U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratories, TR 77-4, March 1977.
- [39] Flors M., *Elastically Tailored Composite Rotor Blades for Stall Alleviation and Vibration Reduction*, Dissertation, Pennsylvania State University, 2000
- [40] Fluent Inc., "FLUENT 6.3 User's Guide", September 2006, © Fluent Inc., 2006
- [41] Fluent Inc., "Fluent 6.0 features", © www.fluent.com , 2001
- [42] Friedmann P., „Rotary Wing Aeroelasticity: Current Status and Future Trends”, AIAA Journal, Vol. 42, No.10, October 2004
- [43] Friedmann, P. P., and Hodges, D. A., "Rotary-Wing Aeroelasticity with Application to VTOL Vehicles," *Flight Vehicles, Materials, Structures, and Dynamics-Assessment and Future Directions*, edited by A. K. Noor and S. L. Venneri, Vol. 5, American Society of Mechanical Engineers, New York, 1993, Chap. 6, pp. 299-391.
- [44] Fridmann, P.P., „Formulation and Solution of Rotary-Wing Aeroelastic Stability and Response Problems”, *Vertica*, Vol. 7, No.2, 1983, pp 101 - 141
- [45] Freeman, C. E., "Development and Validation of a Combined Rotor-Fuselage Induced Flow-Field Computational Method."* NASA TP 1656. June 1980.
- [46] Freidmann P.P., Rotary-Wing Aeroelasticity: Current Status and Future Trends, AIAA Journal, vol.42, No10, October 2004, pp.1953-1971
- [47] Garrick, I. E., "Nonsteady Wing Characteristics", *Aerodynamic Components of Aircraft at High Speeds*, edited by A. E. Donovan and H. R. Lawrence, Princeton University Press, Princeton, NJ, 1957.
- [48] Gillespie, J. Jr. and Windsor, R. I., "An Experimental and Analytical Investigation of the Potential Flow Field, Boundary Layer, and Drag of Various Helicopter Fuselage Configurations," U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratories, IN 13, Jan. 1974.
- [49] Gillespie, J. Jr., "Streamline Calculations Using the XYZ Potential Flow Program," U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratories, TN 16, May 1974.
- [50] Gillespie, J. Jr., "An Investigation of the Flow Field and Drag of Helicopter Fuselage Configurations," Paper presented at Annual National Forum of American Helicopter Society, May 1973.
- [51] Hess, J. L., "The Problem of Three-Dimensional Lifting Potential Flow and Its Solution by Means of Surface Singularity Distribution", *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 4, No. 3, Nov. 1974.
- [52] Hodges, D. H., Shang, X., and Cesnik, C. E. S., "Finite Element Solution of Nonlinear Intrinsic Equations for Curved Composite Beams," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 41, No. 4, 1996, pp. 313-321.
- [53] Hodges D.H, Hopkins A.S and Kunz D.L., „Analysis of Structures with Rotating, Flexible Substructures Applied to Rotorcraft Aeroelasticity”, AIAA Journal, Vol. 27, No.2, February 1989.
- [54] Hess, J. L. and Smith, A. M. O., "Calculation of Potential Flow about Arbitrary Bodies", *Progress in Aeronautical Sciences*, Vol. 8, edited by D. Kuchemann, Pergamon Press Oxford, England, 1966.

- [55] Johnson W., CAMRAD: A Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, Johnson Aeronautics, 1988
- [56] Johnson, W, *CAMRAD II, Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics*, Johnson Aeronautics, Palo Alto, CA, 1992-1997.
- [57] Johnson, W., "Technology Drivers in the Development of CAMRAD II," American Helicopter Society, Jan. 1994.
- [58] Johnson, W, *A Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics, Vol I: Theory Manual*, Johnson Aeronautics, Palo Alto, CA, 1988.
- [59] Johnson, W., "Recent Developments in Dynamics of Advanced Rotor Systems—Part II," *Vertica*, Vol. 10, No. 2, 1986, pp. 109-150
- [60] Jourieh M., Développement d'un Modèle Représentatif d'une Eolienne afin d'étudier l'implantation de Plusieurs Machines sur un Parc éolien, Arts Et Métiers ParisTech, ENSAM, 2007.
- [61] Kosmatka, J. B., and Friedmann, P. P., "Vibration Analysis of Composite Turbopropellers Using a Nonlinear Beam-Type Finite Element Approach." *AIAA Journal*, Vol. 27.
- [62] Kocurek, J. D., "A Lifting Surface Performance Analysis with Circulation Coupled Wake for Advanced Configuration Hovering Rotors," Ph,D, Thesis, Texas A&M University, College Station, May 1978.
- [63] Kocurek, J. D. and Tanger, J. L., "A Prescribed Wake Lifting Surface Hover Performance Analysis," *Journal of the American Helicopter Society*, **Vol. 22, No. 1**, Jan. 1977.
- [64] Lamb, H., *Hydrodynamics*, Dover Publications, New York, 1932.
- [65] Leishman J. G. , *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge Univ. Press, Cambridge, England, U.K., 2000.
- [66] Lim, J. W, and Anastassiades, T, "Correlation of 2GCHAS Analysis with Experimental Data," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 40, No. 4, 1995, pp. 18-33.
- [67] Lim, J. W, Panda, B., Sopher, R., Cassarino, S. J., and Lee, C. S., "Current Status of U.S. Army Comprehensive Helicopter Analysis System," *Proceedings of the 56th Annual Forum of the American Helicopter Society*, American Helicopter Society, Alexandria, VA, 2000.
- [68] Lober, P. F. 1992. "Compressibility Effects on the Dynamic Stall of a Three-Dimensional Wing," AIAA Paper 92-0191.
- [69] Maskew, B., "Prediction of Subsonic Aerodynamic Characteristics: A Case for Low-Order Panel Methods." *Journal of Aircraft*, Vol. 19, Feb. 1982.
- [70] Maskew, B., "Program VSAERO—A Computer Program for Calculating the Nonlinear Aerodynamic Characteristics of Arbitrary Configurations," NASA CR 166476, Dec. 1982.
- [71] Maskew, B., "Influence of Rotor Blade Tip Shape on Tip Vortex Shedding—An Unsteady, Inviscid Analysis," Paper presented at Annual National Forum of American Helicopter Society, May 1980.
- [72] Maskew, B. and Rao, B. M.. "Unsteady Analysis of Rotor Blade Tip Flow," NASA CR 3868, May 1985.
- [73] Maskew, B. and Dvorak, F. A., "The Prediction of Climax Using a Separated Flow Model." *Journal of the American Helicopter Society*, Vol, 23, No. 2, April 1978.

- [74] Maier, H. T., and Abrego, A. L., "Analytical Model Sensitivity Study for Aeroelastic Stability of Straight and Swept-Tip Rotor Blades," *Proceedings of the 26th European Rotorcraft Forum*, Netherlands Association of Aeronautical Engineers, Amsterdam, 2000, pp. 70.1-70.15.
- [75] McAlister K. W., Carr L. W and McCroskey W. J., "Dynamic Stall Experiments on the NACA 0012 Airfoil", NASA Technical Paper 1000, January 1978.
- [76] Martinat G., Hoarau Y., Braza M., Vos J. and Harran G., "Numerical Simulation of the Dynamic Stall of a NACA 0012 Airfoil Using DES and Advanced OES/URANS Modeling," 2008.
- [77] McCroskey, W. J., Carr, L. W., McAlister, K. W. 1976. "Dynamic Stall Experiment on Oscillating Airfoils," *AIAA J.*, 14 (1), pp. 57-63.
- [78] McCroskey, W. J., McAlister, K. W., Carr, L. W., Pucci, S. K., Lambert, O., and Indergand, R. F. 1980. "Dynamic Stall on Advanced Airfoil Sections," 36th Annual Forum of the American Helicopter Soc., Washington DC, May 13-15.
- [79] McCroskey, W. J., "The Phenomenon of Dynamic Stall," NACA TM-81264, March 1981.
- [80] McCroskey W. J., McAlister K. W., Carr L. W. and Pucci S. L., "An Experimental Study of Dynamic Stall on Advanced Airfoil Sections Volume 1. Summary of the Experiment," p.98, Fig. 35, NASA, July 1982.
- [81] Memon A., Développement d'un modèle de surface active pour améliorer la représentation des charges aérodynamiques sur une pale éolienne, Thèse, Arts et Métiers ParisTech, ENSAM, 2012.
- [82] Millot, T. A., Friedmann, P. P., and Yuan, K., "Con-elation Studies for Hingeless Rotors in Forward Flight Using 2GCHAS," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 43, No. 3, 1998, pp. 257-262.
- [83] Miller, R. H., "Vortex Theory for Helicopter Rotors", *MassachusettsInstitute of Technology Cambridge, Massachusetts*, AIAA Journal, Vol. 20, No. 12, December 1982.
- [84] Morino, L., Kaprielian, Z. Jr., and Sipic, S. R., "Free Wake Analysis of Helicopter Rotors," *Vertica*, Vol. 9, No. 2, 1985.
- [85] Morino, L., Kaprielian, A. Jr., and Sipic, S. B., "Free Wake Aerodynamic Analysis of Helicopter Rotors," Boston University, Boston, Rept. CCAD TR 83-01, May 1983.
- [86] Morino, L. and Soohoo, P., "Green's Function Method for Compressible Unsteady Potential Aerodynamic Analysis of Rotor-Fuselage Interaction," Paper presented at European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, Sept. 1978.
- [87] Morino, L. and Kuo, C.-C., "Subsonic Potential Aerodynamics for Complex Configurations: A General Theory," *AIAA Journal*, Vol. 12, Feb. 1974.
- [88] Morino, L., "A General Theory of Unsteady Compressible Potential Aerodynamics", NASA CR 2464, Dec. 1974.
- [89] Morse, P. M. and Feshbach, H., *Methods of Theoretical Physics*, McGraw-Hill Book Co., New York, 1953.
- [90] Nilay S. U., High-Accuracy Wake and Vortex Simulations Using A Hybrid Euler/Discrete Vortex Method, Master Thesis, The Pennsylvania State University, 2011.
- [91] Ormiston, R. A., Warmbrodt, W. G., Hodges, D. H., and Peters, D. A., "Survey of Army/NASA Rotorcraft Aeroelastic Stability Research," NASA TM 101026, Oct. 1971.

- [92] Polz, G. and Quentin, J., "Separated Flow Around Helicopter Bodies," Paper presented at European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, Sept. 1981.
- [93] Preuss, R. D., Suciu, E. O., and Morino, L., "Unsteady Potential Aerodynamics of Rotors with Applications to Horizontal Axis Windmills," *AIAA Journal*, Vol. 18, April 1980.
- [94] Righi M., Application of Computation Aeroelasticity to Design of Helicopter Rotor Blades, 27th International Congress of The Aeronautical Sciences-ICAS 2010.
- [95] Rubbert, P. E. and Saaris, G. R., "3-D Potential Flow Method Predicts V/STOL Aerodynamics", *SAE Journal*, Vol. 77, Sept. 1969.
- [96] Rubbert, P. E. and Saaris, G. R., "vReview and Evaluation of a Three-Dimensional Lifting Potential Flow Analysis Methods for Arbitrary Configurations", AIAA Paper 72-188, Jan. 1972.
- [97] Rutkowski, M. J., Ruzika, G. C, Ormiston, R. A., Sabieri, H., and Jung, Y, "Comprehensive Aeromechanics Analysis of Complex Rotorcraft Using 2GCHAS," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 40, No. 4,1995, pp. 3-17.
- [98] *RCAS Theory Manual*, U.S. Army Aviation and Missile Command, TR-02-A-005, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA, 2003.
- [99] Saberi, H., Jung, Y. C, and Anastassiades, T, "Finite Element and Modal Method in Multibody Dynamic Code," *Proceedings of 2nd International Aeromechanics Specialists' Conference*, American Helicopter Society, Alexandria, VA, 1995, pp. 8.1-8.16.
- [100] Savov V., Raikov M., "Autorotating rotor with ornithopter-like flapping blades", *The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society*, July 2002.
- [101] Servera, P. G., "Développement d'une Méthodologie de Couplage Dynamique/Aérodynamique pour les Rotors d'Hélicoptère ", These Docteur, A L'Universite D'Orleans, 15 Avril 2002.
- [102] Sheehy, T. W., "A Simplified Approach to Generalized Helicopter Configuration Modeling and the Prediction of Fuselage Surface Pressures," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 21, No. 1, Jan. 1976.
- [103] Sheldahl R.E., Aerodynamics Characteristics of Seven Airfoil Section through 180 Degrees Angle of Attack for Use in Aerodynamics Analysis of Vertical Axis Wind Turbines, SAN80-2114, Sandia National Laboratories, Albuquerque, New Mexico, March 1981
- [104] Shen J., Comprehensive Aeroelastic Analysis of Helicopter Rotor Trailing-Edge Flap for Primary Control and Vibration Control, Dissertation, University of Maryland, 2003
- [105] Shenoy, K. R. and Gray, R. B., "Iterative Lifting Surface Method for Thick Bladed Hovering Helicopter Rotors," *Journal of Aircraft*, Vol. 18, June 1981.
- [106] Soohoo, P., Noll, R. B., Morino, L., and Ham, N. D., "Rotor Wake Effects on Hub/Pylon Flow," U.S. Army Research and Technology Laboratories, TR 78-1, May 1978.
- [107] Sopher, R., and Hallock, D., "Time History Analysis of Rotorcraft Dynamics Based on a Component Approach," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 31, No. 1, 1986, pp. 43-51.
- [108] Sorensen J N, Carsten K W, "Model for unsteady rotor aerodynamics", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 58 (1995) 259-275
- [109] Straub, F. K., Sangha, K. B., and Panda, B., "Advanced Finite Element Modeling of Rotor Blade Aeroelasticity," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 39, No. 2, 1994, pp. 56-68.

- [110] Summa, J. M., "Advanced Rotor Analysis Methods for the Aerodynamics of Vortex/Blade Interactions in Hover," Paper presented at European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, Sept. 1982.
- [111] Summa, J. M. and Maskew, B., "A Surface Singularity Method for Rotors in Hover or Climb," U.S. Army Aviation Research and Development Command, TR 81-D-23, Dec. 1981.
- [112] Summa, J. M. and Clark, D. R., "A Lifting-Surface Method for Hover/Climb Airloads," Paper presented at Annual National Forum of American Helicopter Society, May 1979.
- [113] Summa, J. M., "Potential Flow About Three Dimensional Lifting Configurations with Application to Wings and Rotors," AIAA Paper 75-126, Jan. 1975.
- [114] Todorov M., Dobrev I., Massouh F., Velkova C., Aeroelastic Investigation of Hingeless Helicopter Rotor in Hover, *Journal of Machine Mechanics*, January 2012.
- [115] Todorov M., Dobrev I., Massouh F., Velkova C., Aeroelastic Investigation of Pattern Hingeless Helicopter Rotor in Forward Flight, INTERNATIONAL CONFERENCE ON MILITARY TECHNOLOGIES 2013.
- [116] Todorov M., Aeroelastic Modeling of Hingeless Helicopter Blade in Forward Flight, *Journal: Machines, Technologies, Materials*, Year V, Issue 1/2011, pp.26-30 (ISSN: 1313-0226)
- [117] Todorov M., I. Dobrev, Combined Torsional and Bending Oscillations of the Hingeless Helicopter Rotor Blade, Proc. 10th Jubilee National Congress on Theoretical and Applied Mechanics, 13-16 September 2005, Varna, pp.379-384.
- [118] *2GCHAS Theory Manual*, U.S. Aeroflightdynamics Directorate, ATCOM, TM 93-A-004, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA, 1993.
- [119] Versteeg, H.K. and Malalasekera W., "An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method", © Longman Group Ltd, 1995.
- [120] Velkova C., Dobrev I., Todorov M., Massouh F., Approach for Numerical Modeling of Airfoil Dynamic Stall, *Journal of Machine Mechanics*, January 2012.
- [121] Wayne J., "Recent Development in Rotary-wing Aerodynamics Theory", *AIAA Journal*, Vol. 24, No.8, AUGUST 1986.
- [122] Woodward, F. A., Dvorak, F. A., and Geller, E. W., "A Computer Program for Three Dimensional Lifting Bodies in Subsonic Inviscid Flow," U.S. Army Air Mobility Research and Development Laboratories, TR 74-18, April 1974.
- [123] http://www.ae.illinois.edu/m-elig/ads/coord_database.html

Публикации по дисертационния труд

1. Велкова Ц., Аеродинамични методи и структурни подходи използвани при изследването на динамиката на хеликоптерни винтове, Сб. докл. БулТранс-2011, 27-30 септември 2011, Созопол, стр. 34-38(ISSN 1313-955X)
2. Todorov M., Iv. Dobrev, F. Massouh, Cv. Velkova, *An Investigation of the Motion of a Helicopter Rotor with Flapping and Lead/Lag Hinges in Hover*, Сб. докл. БулТранс-2012, 26-28 септември 2012, Созопол, стр. 49-54 (ISSN 1313-955X)
3. Velkova Cv., M. Todorov, Iv. Dobrev, F. Massouh, Approach for Numerical Modeling of Airfoil Dynamic Stall, Сб. докл. БулТранс-2012, 26-28 септември 2012, Созопол, стр.139-144 (ISSN 1313-955X)
4. Todorov M., Iv. Dobrev, F. Massouh, Cv. Velkova, Aeroelastic Investigation of Hingeless Helicopter Rotor in Hover, Сп. “Механика на машините”, кн.1 , 2013, стр. 3 - 8. (ISSN 0861-9727)
5. Todorov M., Iv. Dobrev, F. Massouh, Cv. Velkova, Aeroelastic Investigation of Pattern Hingeless Helicopter Rotor in Forward Flight, ICMT'13, May 22-23, 2013, Brno, Czech Republic, pp.735-743. (ISBN 978-80-7213-917-6)

La thèse a été soumise au conseil du département "Transport aérien" à l'Université Technique de Sofia le 11.07.2013 et qui a donné un avis favorable pour la soutenance. La thèse a été présentée à Arts et Métiers ParisTech le 31.05.2013 et a reçu également une évaluation positive.

Les travaux de thèse ont été faits par l'auteur au département "Transport aérien" à l'Université Technique de Sofia, dans la période 2010 - 2012, et aux Arts et Métiers ParisTech dans la période 2012 – 2013. Ils ont été pris en charge par le contrat № 122PD0001-04 dans le Secteur de la recherche à l'Université Technique de Sofia, l'Institut Culturel Français à Sofia et par le département « Fluides et systèmes d'énergies » à Arts et Métiers ParisTech.

L'auteur MSc Cvetelina Vladimrova Velkova, est doctorate au département "Transport aérien" à l'Université Technique de Sofia et au laboratoire "DynFluid" à Arts et Métiers ParisTech.

La soutenance officielle de la thèse a eu lieu le 17.10.2013 à 14:00 heures dans la salle 10103 de l'Université Technique de Sofia.

DESCRIPTION DE LA THESE

Actualité

Les théories classiques de l'aérodynamique de l'hélicoptère considèrent un chargement idéal où les pales du rotor sont supposées indéformables. En vol, les forces aérodynamiques et inertielles agissent sur les pales d'hélicoptère et les déforment. De ce fait, la répartition des efforts aérodynamiques sur la surface des pales est modifiée. La nouvelle répartition des forces aérodynamiques modifie la déformation de la pale, ce qui fait varier à nouveau la charge aérodynamique sur la surface des pales. Donc, pour explorer pleinement les questions de l'aéroélasticité du rotor de l'hélicoptère il faut considérer à la fois la structure des pales et l'aérodynamique du rotor. Le mouvement de rotation des pales complique encore les problèmes associés à l'aéroélasticité.

Pour résoudre le problème de l'aéroélasticité du rotor, une approche numérique est proposée dans ce travail. Cette approche permet de combiner deux calculs (aérodynamique et structurel), dont chacun est adapté à son système spécifique d'équations.

Objectif et tâches

L'objectif de la thèse est d'étudier la dynamique d'un rotor d'hélicoptère articulé avec des modèles appropriés - aérodynamique et structurel.

Pour atteindre l'objectif de la thèse il faut réaliser les tâches suivantes :

1. Créer un modèle aérodynamique hybride, basé sur les méthodes CFD actuelles. Ce modèle doit être combiné avec la théorie classique de l'élément de pale, afin d'accélérer les calculs et d'assurer une bonne représentation de l'écoulement réel autour du rotor et dans le sillage
2. Créer un modèle des éléments finis pour un rotor articulé. Ce modèle doit permettre l'étude du comportement dynamique des pales, compte tenu des déformations élastiques.
3. Réaliser un couplage du modèle aérodynamique avec le modèle des éléments finis. Ce couplage donnera la possibilité d'étudier les performances du rotor de l'hélicoptère en tenant compte des effets aéroélastiques.
4. Modéliser l'écoulement instationnaire autour du profil de pale. Cette modélisation permettra l'étude du décrochage dynamique.
5. Mener les essais en soufflerie d'un modèle de rotor d'hélicoptère afin de valider les modèles numériques proposés dans la thèse.

Articles

Les résultats de cette thèse ont été publiés dans un article et quatre rapports.

Approbation

Les principales parties de la thèse ont été présentées et publiés dans la revue «Mécanique des Machines», livre 1, dans les "Journées de la mécanique" à Varna, September 2012, dans les rapports des conférences scientifiques internationales BulTrans en 2011 et 2012, Sozopol, et aussi à ICMT 2013, Brno, République Tchèque.

La thèse a été exposée devant le Laboratoire DynFluid à Arts et Métiers ParisTech et devant le Conseil du Département du Transport Aérien à l'Université Technique de Sofia.

Caractéristiques techniques

Le mémoire de thèse est constitué de 132 pages avec 110 pages de texte, 69 figures, 9 tableaux, une liste de 123 références, dont 3 en cyrillique et 120 en latin.

CONTENU DE LA THESE

Chapitre 1: Revue des théories aérodynamiques et dynamiques du rotor de l'hélicoptère

Ce chapitre présente les théories aérodynamiques utilisées pour l'analyse du comportement aérodynamique du rotor. Les théories et les méthodes suivantes sont présentées : la théorie de Froude-Rankine, la théorie de l'élément de pale (Blade Element Theory - BET), la théorie de Glauert (Blade Element Momentum Theory - BEM), la méthode de ligne portante, la méthode de surface portante et l'approche CFD. Les méthodes pour l'étude de l'aéroélasticité des pales et de la dynamique des rotors sont également présentées. Ce sont : la méthode de Myklestad-Holzer, la méthode de collocation et la méthode des éléments finis (Finite Element Method - FEM). Ce chapitre présente aussi des logiciels commerciaux utilisés pour les études aérodynamiques et dynamiques du rotor : TURNS de NASA, elsA d'ONERA, FLOWer de Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, ANSYS-Fluent, NASTRAN, ABAQUS et ADAMS, et d'autres. Les avantages et les désavantages de ces méthodes sont analysés et les objectifs de la thèse sont formulés.

Chapitre 2 : Modèle hybride pour l'étude de l'écoulement autour du rotor d'hélicoptère

Le chapitre 2 propose un modèle hybride pour analyser l'écoulement autour du rotor d'hélicoptère. Dans les modèles hybrides la géométrie réelle du rotor est remplacée soit par des forces volumiques, soit par des forces surfaciques, qui exercent un effet équivalent sur l'écoulement du rotor. Dans le modèle proposé, la pale réelle est remplacée par des termes sources réparties autour de l'axe de la pale. L'intensité de ces termes sources est équivalente aux forces exercées par la pale réelle. Contrairement à la méthode hybride de surface active, il n'est pas nécessaire de définir des surfaces sur lesquelles s'appliquent des conditions limites. Ainsi, pour modéliser le mouvement et la déformation de la pale, il n'est pas nécessaire de déformer le maillage de domaine de l'écoulement. En effet, les termes sources sont appliqués là où la pale réelle se trouverait.

Dans cette thèse, le modèle hybride est implémenté en utilisant le logiciel CFD ANSYS Fluent. L'équation de Navier-Stokes pour un écoulement incompressible est la suivante :

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = \vec{f} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \Delta \vec{V} \quad (2.1)$$

où \vec{f} désigne les termes sources.

Le modèle hybride proposé se compose de deux modules, mis en œuvre en tant que fonctions d'utilisateur (User Defined Function - UDF) et exécutées par FLUENT à chaque itération. Le premier module calcule les forces aérodynamiques appliquées sur chaque élément le long de pale. Le calcul de ces forces suppose que l'écoulement à travers la pale est bidimensionnel. Dans ce cas, on peut utiliser les résultats des essais des profils. Au début de chaque itération, les forces aérodynamiques le long de la pale sont calculées à partir de la vitesse relative U , de l'angle d'incidence α et des caractéristiques

aérodynamiques $C_l(\alpha)$, $C_d(\alpha)$ du profil de chaque élément de la pale. Ensuite, ces forces sont appliquées le long de l'axe de la pale comme des termes sources \vec{f} . A la fin de l'itération, le deuxième module est utilisé pour obtenir les vecteurs de vitesse de l'écoulement en amont de la pale, sur la ligne de référence, figure 2.3. Ces vecteurs de vitesse sont nécessaires pour déterminer les forces aérodynamiques à l'itération suivante.

Dans le modèle hybride de la ligne active, les pales réelles sont remplacées par des termes sources équivalentes \vec{f} . Ces termes sources sont placés uniquement dans les cellules situées à une certaine distance de la ligne coïncidant avec l'axe de la pale, voir figure 2.3.

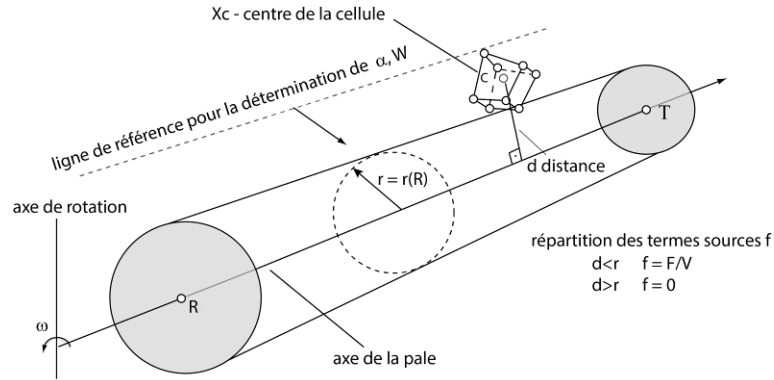


Figure 2.3 Répartition des termes sources \vec{f}

Dans la figure 2.3 U est la vitesse relative et d est la distance entre le centre de la cellule du maillage et de l'axe du volume cylindrique. La distance d est calculée en utilisant la formule :

$$d = \frac{(\vec{x}_C - \vec{x}_R) \times (\vec{x}_C - \vec{x}_T)}{|\vec{x}_T - \vec{x}_R|} \quad (2.2)$$

Ensuite, les termes sources agissant dans la direction axiale f_a , la direction tangentielle f_t et radiale f_r peuvent être calculés par les formules suivantes :

$$f_a = \frac{dF_a}{dv} = \frac{\rho U^2 [c_L(\alpha) \cos \phi - c_D(\alpha) \sin \phi] c(R)}{2\pi r^2(R)} \quad (2.3)$$

$$f_t = \frac{dF_t}{dv} = \frac{\rho U^2 [c_L(\alpha) \sin \phi + c_D(\alpha) \cos \phi] c(R)}{2\pi r^2(R)} \quad (2.4)$$

$$f_r = 0 \quad (2.5)$$

Dans ce chapitre, le modèle hybride est testé en cas de l'écoulement autour d'un profil bidimensionnel. A cet effet, le champ de vitesse obtenu par la modélisation hybride est comparé avec celui obtenu autour du même profil, mais avec géométrie réelle. Les études numériques ont été

réalisées avec CFD ANSYS Fluent. Le maillage du domaine de l'écoulement autour du profil réel est de type C 400×200. Il est composé de 3 blocs structurés et comporte 180 000 cellules rectangulaires. Pour améliorer la résolution de la couche limite, le maillage sur la surface du profil est raffiné. La corde du profil est de 32mm et la vitesse en amont du profil est de 60 m/s, ce qui correspond à un nombre de Reynolds de 130 000. Ce nombre est très proche de celui du profil de pale située à 0.7R dans le modèle de rotor d'hélicoptère testé en soufflerie. Dans l'étude, on utilise le modèle de turbulence k- ω SST. Afin de calculer les caractéristiques aérodynamiques du profil, l'angle d'incidence est varié de -10° à 30°. Les résultats des calculs pour les caractéristiques aérodynamiques de portance C_L et de traînée C_D du profil sont présentés dans la figure 2.8.

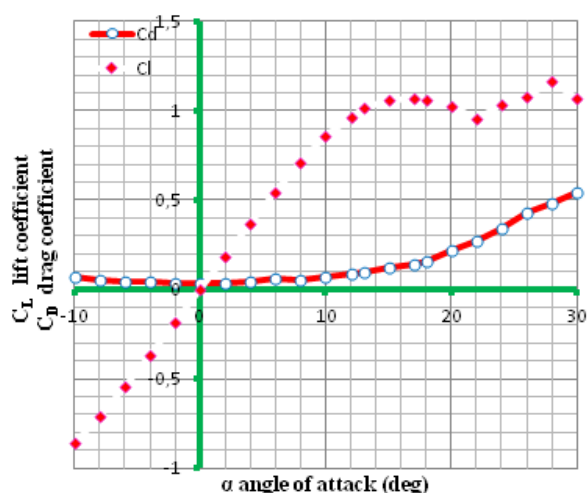
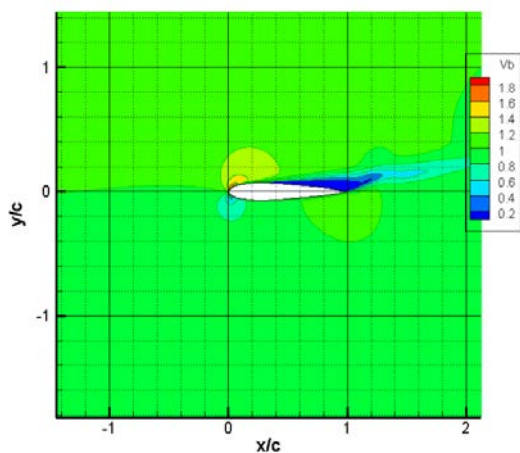
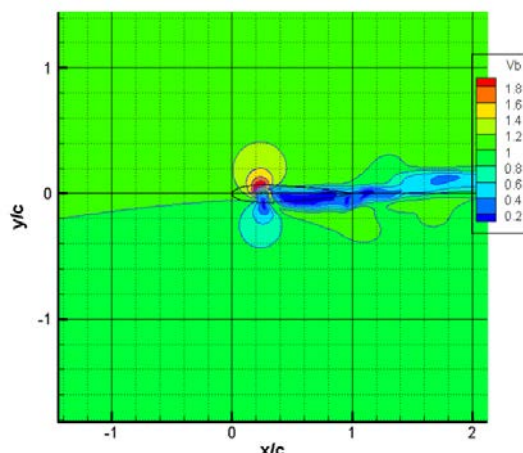


Figure 2.8 Variation de C_L et de C_D en fonction de l'angle d'incidence α .

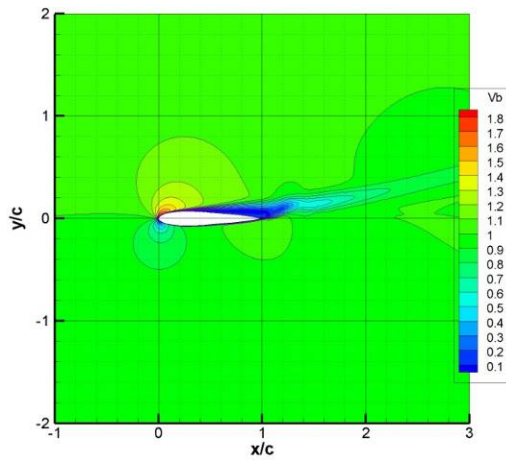
Pour valider le modèle proposé une modélisation hybride a été faite, sur la base du maillage utilisé pour la modélisation avec la géométrie complète. Pour cela, l'intérieur du profil est maillé et la condition limite de type "wall" imposée sur les parois du profil a été remplacée par une condition de type "interior". Les termes sources ont été imposés à l'intérieur d'un cercle de diamètre de 1/5 de la corde du profil et situé à 1/4 de la corde à partir du bord d'attaque. L'intensité des termes sources à l'intérieur du cercle est constante et crée des forces de portance et de traînée équivalentes à celles du profil réel, pour le même angle d'incidence. Une comparaison des résultats de la simulation numérique avec géométrie réelle et de la modélisation hybride sont présentés dans les figures 2.10, 2.11 et 2.12.



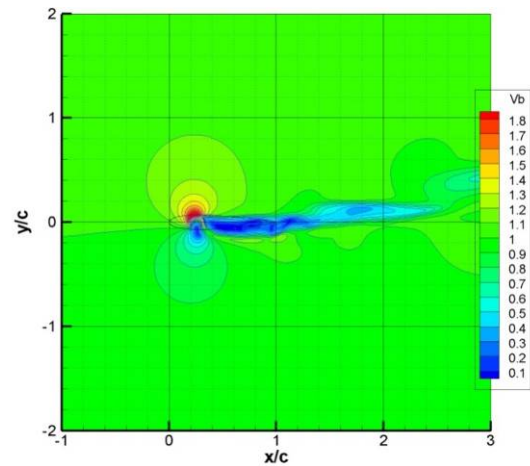
Фиг. 2.10 a) Champ de vitesse d'écoulement 2D autour le profil pour 6°



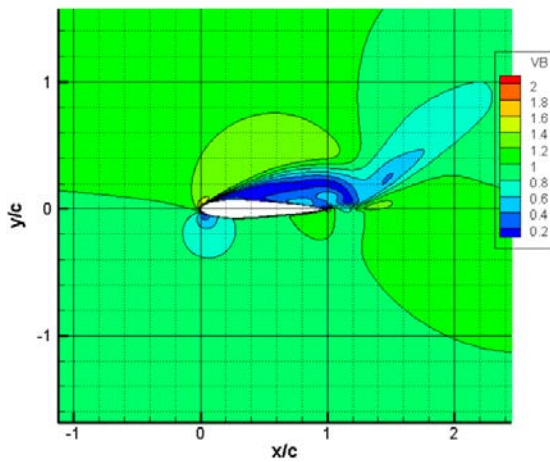
Фиг. 2.10 b) Champ de vitesse d'écoulement 2D dans la modélisation hybride pour 6°.



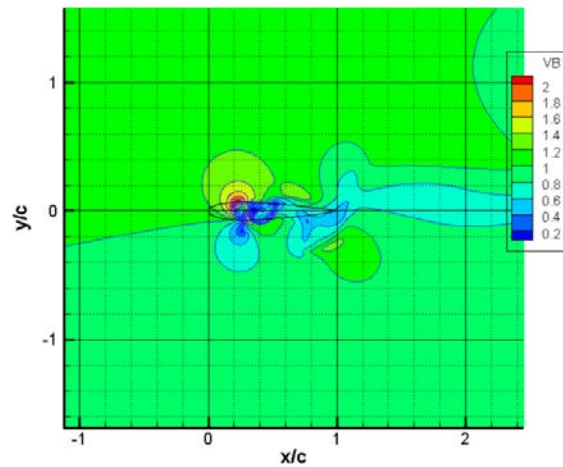
Фиг. 2.11 a) Champ de vitesse d'écoulement 2D autour le profil pour 12°.



Фиг. 2.11 b) Champ de vitesse d'écoulement 2D dans la modélisation hybride pour 12°.



Фиг. 2.12 a) Champ de vitesse d'écoulement 2D autour le profil pour 18°.



Фиг. 2.12 b) Champ de vitesse d'écoulement 2D dans la modélisation hybride pour 18°.

Pour valider le modèle hybride proposé en simulation tridimensionnelle, l'écoulement autour du rotor d'hélicoptère en vol vertical est modélisé. Le rotor est bipale et en raison de la périodicité azimutale, le domaine de simulation de l'écoulement est représenté par la moitié du volume, comprenant d'une pale. Le domaine de calcul du modèle 3D est divisé en deux domaines. La longueur de tout le domaine de calcul du rotor est $5R$, où $R=305$ mm est le rayon du rotor.

La pale du rotor autour de laquelle la simulation de l'écoulement est effectuée, est espacée de l'entrée de domaine de calcul d'un diamètre. Le maillage développé autour du modèle du rotor est structuré. Autour du volume dans lequel sont situés la pale et le domaine cylindrique à l'aval, le maillage est plus fin, pour une meilleure modélisation de l'écoulement du rotor et les tourbillons d'extrémité. L'apparition des vortex dans l'écoulement est due à l'envergure finie des pales selon le deuxième théorème de Helmholtz. Le nombre de cellules du maillage autour du modèle 3D du rotor est de 805 928 cellules, et le nombre de nœuds dans le maillage est égal à 4 709 545.

Dans la figure 2.17 est représenté le champ de vitesse autour de la pale du rotor. Pour visualiser les vortex d'extrémité, la figure montre l'iso-surface pour la vorticité $\gamma = 1500$ 1/s. On voit comment les vortex d'extrémité divisent l'écoulement en deux parties : un écoulement externe, à une vitesse proche de la vitesse de l'écoulement non-perturbé et un écoulement interne, accéléré par le rotor. Etant donné que la direction des vitesses induites des vortex est dans le sens inverse des aiguilles (dans le

plan vertical, selon l'axe X), dans la région interne de l'écoulement à proximité du noyau des vortex, la vitesse d'écoulement est augmentée. Par contre à proximité du vortex, dans la partie extérieure de l'écoulement, celui-ci a une très faible vitesse. Du champ de vitesse, on peut voir l'éclatement du système tourbillonnaire, appelé « vortex breakdown ». L'éclatement est provoquée par l'instabilité hélicoïdale et de l'induction mutuelle entre les vortex.

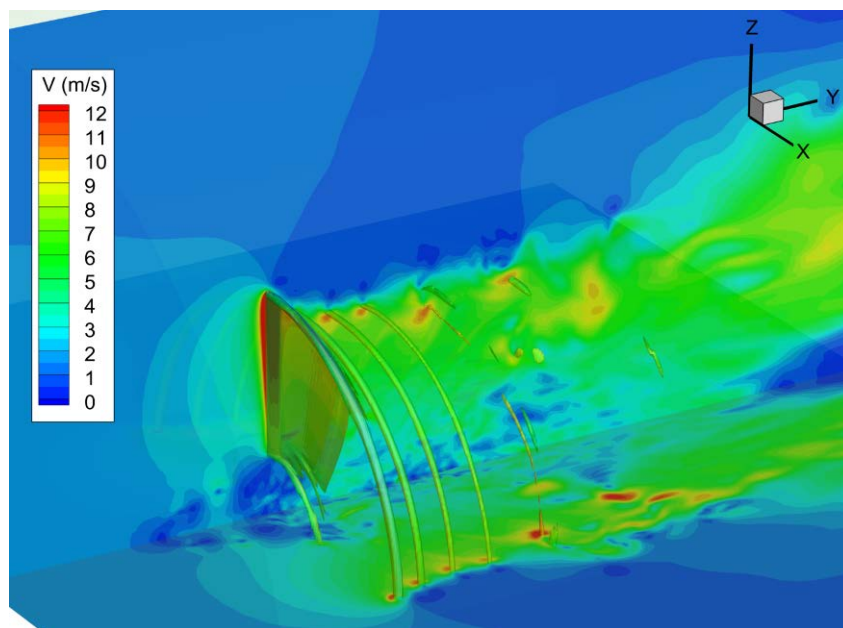


Figure 2.17 Champ de vitesse et de visualisation des vortex d'extrémité.

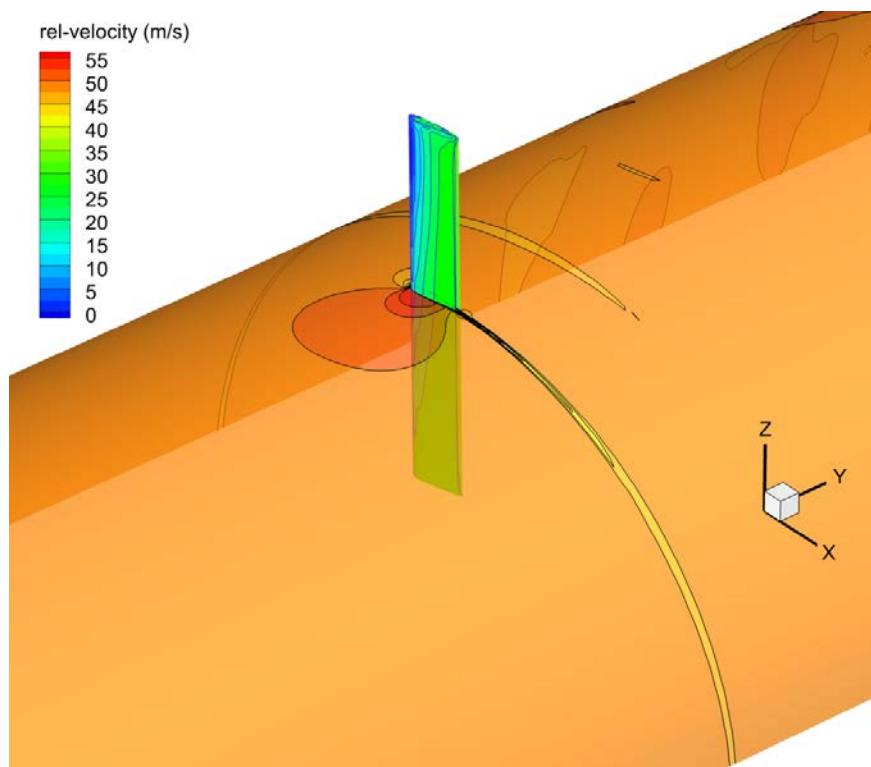


Figure 2.18 Distribution de la vitesse relative et de la pression statique sur la surface de la pale.

La figure 2.18 montre la distribution de la pression statique sur la surface de la pale de rotor. On obtient $T = 6,737$ N pour la poussée du rotor, et $P = 65$ W pour la puissance du rotor.

Conclusion

De cette étude, on voit que l'application du modèle hybride de la ligne active est relativement réussie en termes de précision pour le calcul d'un écoulement incompressible et stationnaire. Après la simulation numérique d'écoulement en 2D et 3D, le champ de vitesses, qui est obtenu en appliquant le modèle, est très similaire au champ de l'écoulement réel. Donc le modèle hybride proposé de la ligne active est adéquat pour les besoins de cette étude.

Chapitre 3 Méthode d'un couplage du modèle aérodynamique avec un modèle des éléments finis d'un rotor d'hélicoptère.

Pour résoudre le problème du couplage, le modèle hybride proposé au chapitre 2 est utilisé. La Figure 3.1 montre le modèle de rotor d'hélicoptère étudié dans ce travail avec des charnières horizontales et verticales. Le rotor est conçu avec un moyeu, une connexion à charnière en alliage d'aluminium 7079 et des pales réalisées en balsa. Les données relatives aux caractéristiques géométriques et à la masse du modèle de rotor d'hélicoptère sont présentées dans le Tableau 3.1.

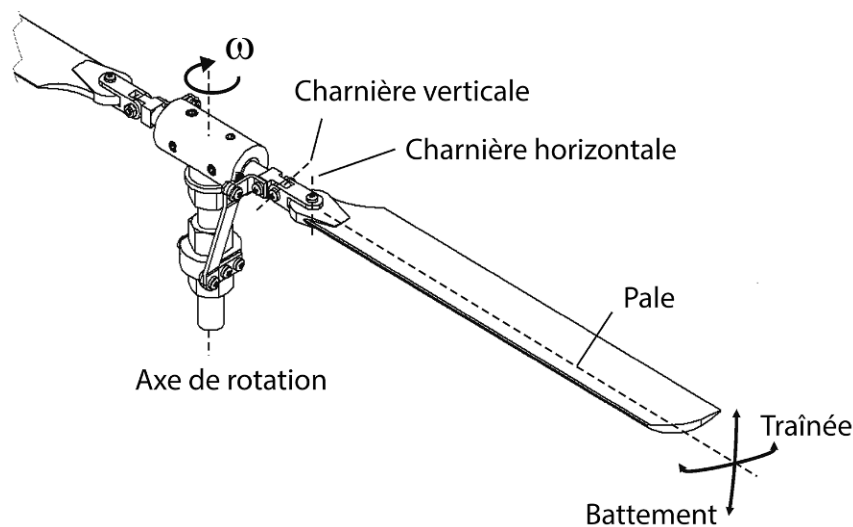


Figure 3.1 Modèle constructif de rotor d'hélicoptère avec une charnière horizontale et verticale.

L'élément BEAM44 d'ANSYS est particulièrement adapté pour la modélisation des pales d'hélicoptère, des ailes d'avion et des hélices, étant donné qu'il peut décrire des éléments avec des sections asymétriques, où le centre de gravité et le centre de rigidité ne coïncident pas. Cet élément a six degrés de liberté à chaque nœud : trois translations et trois rotations. Les possibles options supplémentaires sont la prise en compte des effets des déformations par cisaillement, des contraintes résiduelles et des rapports des grandes déformations. Pour la modélisation des charnières horizontales et verticales, l'élément MPC 184-4 est utilisé. Cet élément a deux nœuds et seulement 1 degré de liberté : la rotation relative autour de l'axe de la charnière.

Pour calculer les déformations et les déplacements, une analyse transitoire est utilisée. L'équation qu'on résout est :

$$[M]\{\ddot{q}\} + [C]\{\dot{q}\} + [K]\{q\} = \{F(t)\} \quad (3.1)$$

Où :

[M] matrice de masse de la structure,

- [C] matrice d'amortissement de la structure,
- [K] matrice de rigidité de la structure,
- {F(t)} vecteur des charges externes.

Tableau 3.1 Caractéristiques géométriques et de la masse de rotor d'hélicoptère

<p>Vue de la pale de rotor, toutes les dimensions sont en mm</p>				
<p><u>Propriétés géométriques des sections:</u> Surface de la section : A, m Moment d'inertie autour de l'axe x, I_{xx}, m⁴ Inertie centrifuge, I_{xz}, m⁴ Moment d'inertie autour de y, I_{yy}, m⁴ Coordonnée x de l'axe de rigidité par rapport au centre de gravité c.g., x_{sc}, m Coordonnée z de l'axe de rigidité par rapport au centre de gravité c.g., z_{sc}, m</p>	<p style="text-align: center;">A</p> <p style="text-align: center;">0.452×10^{-3}</p> <p style="text-align: center;">0.163×10^{-7}</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.163×10^{-7}</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.000</p>	<p style="text-align: center;">B</p> <p style="text-align: center;">0.636×10^{-4}</p> <p style="text-align: center;">0.321×10^{-9}</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.321×10^{-9}</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.000</p>	<p style="text-align: center;">C</p> <p style="text-align: center;">0.810×10^{-4}</p> <p style="text-align: center;">0.547×10^{-9}</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.547×10^{-9}</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.000</p>	<p style="text-align: center;">E</p> <p style="text-align: center;">0.106×10^{-3}</p> <p style="text-align: center;">0.127×10^{-9}</p> <p style="text-align: center;">0.000</p> <p style="text-align: center;">0.127×10^{-9}</p> <p style="text-align: center;">0.002</p> <p style="text-align: center;">0.000</p>

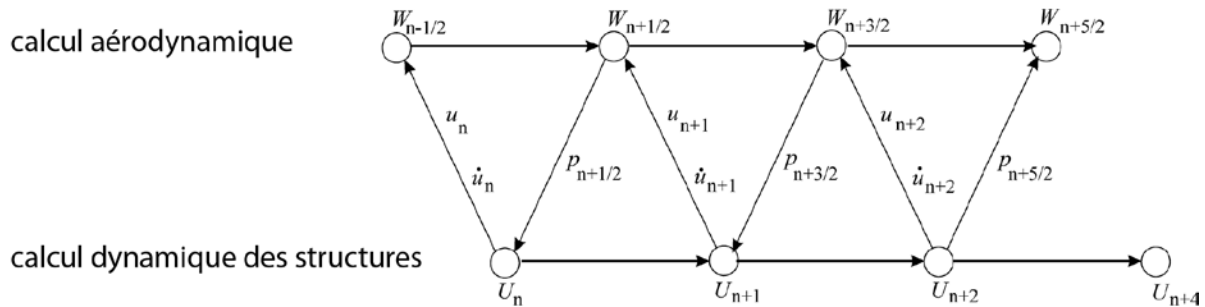
Tableau 3.2 Modèle FEM de rotor d'hélicoptère

<p><u>Modèle des éléments finis :</u> noeuds: 1-23 éléments: 1-21, 45, 67</p>	
<p><u>Éléments de type:</u> éléments: 1-21 éléments: 45 et 67</p>	<p>BEAM 44 MPC-184 revolute joint</p>

Les chargements externes comprennent : des forces aérodynamiques, des forces centrifuges, des forces de Coriolis et des forces gyroscopiques.

Le chargement aérodynamique, calculé à partir du modèle hybride, est transféré au modèle de structure. Les chargements des forces centrifuges, des forces de Coriolis et des forces gyroscopiques sont calculés dans le modèle des éléments finis, en fonction des accélérations et des vitesses angulaires des éléments pour chaque pas de temps.

La méthode de couplage proposée ici est basée sur l'algorithme « échelle » de Farhat & Lesoinne (staggered algorithm) appelée par ces auteurs « Improved Serial Staggered (ISS) procedure ». La méthode est menée pas à pas, avec l'échange de variables entre les deux codes. Cet algorithme consiste en une séquence spécifique de l'échange de paramètres entre les deux tâches parallèles résolues : aérodynamique et structurelle. La méthode proposée permet une meilleure précision et une stabilité, et elle est assez efficace dans la résolution des problèmes similaires à ce travail. La figure 3.6 représente le schéma du calcul.



Figutr 3.6 Schéma du calcul

1. Après l'initialisation, pour tous les pas suivants, quand $n \geq 1$, le maillage dans le domaine de fluide est actualisé par l'équation :

$$\{\dot{x}\}_n = \{\dot{u}\}_n; \quad \{\dot{x}\}_{n+\frac{1}{2}} = \{\dot{x}\}_{n-\frac{1}{2}} + \Delta t \{\dot{u}\}_n \quad (3.4)$$

2. Le vecteur de fluide $\{W\}$ est obtenu au pas de temps de fluide $n+\frac{1}{2}$.
3. La pression du fluide est convertie en force équivalente et appliquée aux nœuds correspondant dans le domaine de la structure.
4. Le code de structure avance dans le temps.

Le maillage du domaine du fluide se déforme, le point 1 se répète.

Les forces aérodynamiques agissant sur la surface des pales de l'hélicoptère sont calculées grâce à la modélisation de l'écoulement bidimensionnel pour un certain nombre de profils le long de la pale. Les déformations et déplacements des pales du rotor d'hélicoptère en raison de leur mouvement sont calculés par le modèle structurel de pale d'hélicoptère dans ANSYS.

Le schéma de couplage des deux modèles est donné dans la figure 3.7 ou :

- bloc CFD 2D présente le modèle CFD 2D aérodynamique du profil, calculant les efforts aérodynamiques – \vec{F}_{aero}
- bloc CFD 3D présente le modèle CFD hybride du rotor servant au calcul du champ de vitesse de l'écoulement.
- SS - FEM présente le modèle de structure du rotor de pale d'hélicoptère construit par FEM dans ANSYS, estimant les déformations et les déplacements des pales.

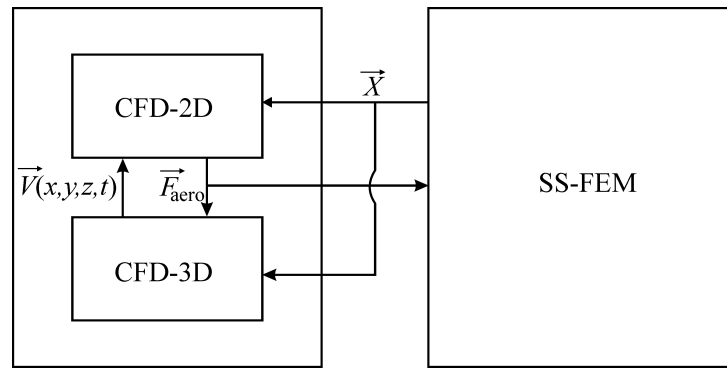


Figure 3.7 Schéma de couplage du modèle structural et du modèle aérodynamique.

Le processus de décision est itératif. A la fin de chaque pas de temps, le modèle 2D calcule les forces aérodynamiques sur la longueur de la pale et les enregistre dans un fichier. Ce fichier contient tous les valeurs de forces le long de la pale du rotor en fonction du temps. Les valeurs calculées sont utilisées dans le calcul des déformations et des déplacements du modèle de structure de la pale dans ANSYS.

Régime de vol stationnaire :

Avec l'angle β est dénoté l'angle de battement (mouvement vertical) de la pale, et avec l'angle ζ est dénoté l'angle de traînée de la pale (mouvement horizontal). Dans ce régime de pilotage, la vitesse du rotor est de 2 000 tr/min. L'angle de la position verticale de la pale β est $3,13^\circ$ et l'angle de traînée ζ est égale à $0,35^\circ$.

Régime de vol rectiligne :

Avec l'angle β est dénoté l'angle battement, et avec l'angle ζ est dénoté l'angle de traînée de la pale. Dans ce régime de pilotage, la vitesse du rotor est 2000 tr/min, la vitesse rectiligne de l'hélicoptère est de 17 m/s et le rotor est incliné à 10° .

La figure 3.8 montre l'angle de battement β en fonction de l'angle d'azimut ψ en vol rectiligne. La figure 3.9 montre l'angle de traînée ζ en fonction de l'angle d'azimut ψ .

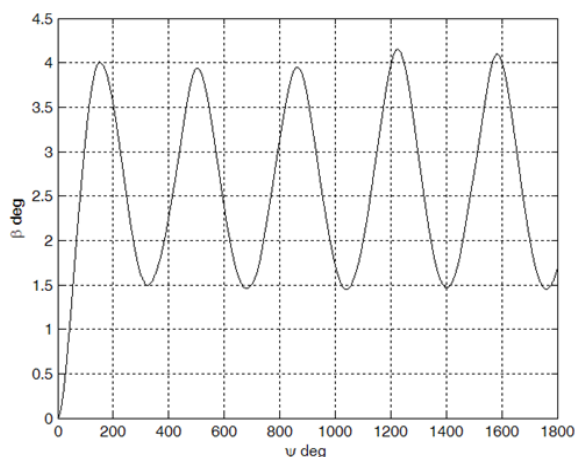


Figure 3.8 Angle de battement β en fonction de l'angle d'azimut ψ en vol rectiligne.

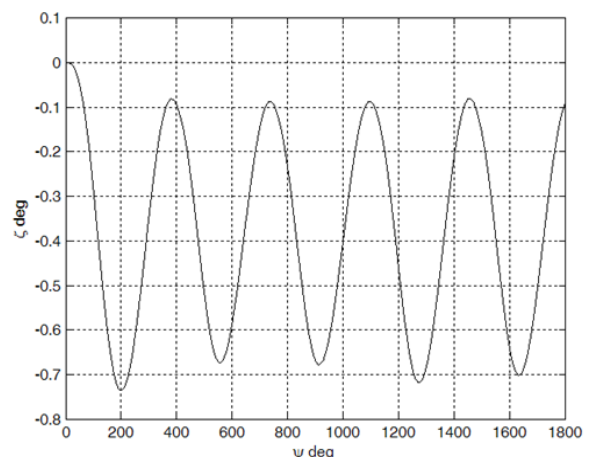


Figure 3.9 Angle de traînée de la pale de la pale ζ en fonction de l'angle d'azimut ψ en vol rectiligne.

Les résultats obtenus par le modèle des éléments finis pour les déformations en flexion et en torsion de la pale sont négligeables. Pour cela, seuls les angles du mouvement vertical et horizontal à l'extrémité de la pale sont montrés.

Les résultats confirment que les forces centrifuges sont dominantes et donc l'angle de battement de la pale β et l'angle de traînée de la pale ζ restent petits. De plus, puisque la force de traînée est d'un ordre inférieur à la force de portance, l'angle β est supérieur à l'angle ζ .

Conclusion:

Dans ce chapitre, une méthode de couplage pour calculer le comportement dynamique du rotor de l'hélicoptère est présentée. La méthode proposée est fondée sur la combinaison du modèle hybride aérodynamique développé et le modèle des éléments finis. Un algorithme de couplage des tâches aérodynamiques et structurelles est proposé. L'algorithme de couplage des deux problèmes est transitoire et implique un échange d'informations entre les deux modèles pour chaque pas de temps.

Chapitre 4 Simulation numérique des écoulements instationnaire autour du rotor d'hélicoptère - étude du phénomène de décrochage dynamique

Il y a principalement deux types de sources, qui créent des effets instationnaires dans l'écoulement autour des pales du rotor, et se répercutant sur les charges aérodynamiques. Ce sont le battement des pales et l'avancement du rotor. Ces mouvements sont des conditions pour la flexion et la torsion de la pale avec une fréquence relativement élevée mais avec une amplitude différente. Le battement et l'avancement du rotor conduisent à une modification importante des angles d'incidence de l'écoulement le long de la pale, en fonction de la position azimutale. Dans un cas instationnaire, quand l'angle d'incidence varie au cours du temps, le décrochage aérodynamique du profil se produit à des angles beaucoup plus grands que dans un cas statique. Cependant, lorsqu'il atteint des niveaux critiques, le décrochage aérodynamique du profil arrive rapidement, et est accompagnée d'une réduction quasi instantanée de la force de portance. Ensuite l'écoulement recolle à la surface du profil, qu'après une réduction significative de l'angle d'incidence. Ce phénomène, associé aux grandes variations des coefficients de portance, de traînée, et de couple, par rapport aux valeurs de l'écoulement stationnaires, est appelé décrochage dynamique (Figure 4.1).

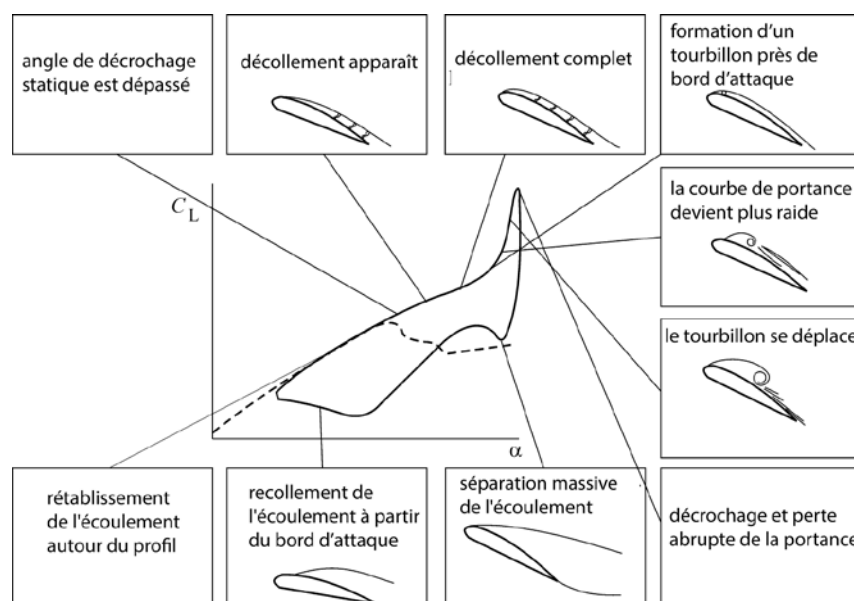


Figure 4.1. Schéma de la structure de l'écoulement pendant le décrochage dynamique

Pour l'étude de l'écoulement instationnaire et stationnaire autour du rotor, des simulations numériques avec un modèle 2D du profil NACA 0012 ont été effectuées. Le modèle numérique 2D instationnaire du profil utilise la fonction « dynamic mesh » (maillage dynamique) de FLUENT. Par contre, le modèle numérique 2D stationnaire du profil est le même, mais le maillage est fixe.

Le pas de temps du calcul est sélectionné sur la base de la rotation de la pale du rotor (demi-degré par pas), et en fonction de la vitesse angulaire de l'oscillation du profil. De plus, le choix du pas de temps prend également en compte les données expérimentales choisies. Le nombre d'itérations par pas de temps est sélectionné sur la base des exigences du logiciel ANSYS FLUENT. Ainsi, pour l'exécution d'un pas de temps, 20 itérations doivent être effectuées.

Deux cas sont présentés : un avec un maillage suffisamment dense et un autre avec un maillage de plus petit nombre d'éléments. Pour étudier le phénomène du décrochage dynamique, un modèle numérique 2D est utilisé, et le domaine de calcul est déjà présenté dans le chapitre 2. Dans ces deux cas, en écoulement stationnaire ou instationnaire, trois modèles de turbulence sont utilisés : Detached Eddy Simulation-DES $k-\omega$ SST, $k-\omega$ et $k-\epsilon$.

Les caractéristiques aérodynamiques statiques du profil NACA 0012 sont obtenues avec un maillage dense et sont présentés dans les figures 4.5a et 4.5b. La Figure 4.6 illustre la caractéristique dynamique C_L du profil. Les résultats numériques pour l'écoulement instationnaire sont présentés dans les figures 4.6, 4.7 et 4.8 et indiquent que seul le modèle DES est en accord avec les données expérimentales. Ce modèle est donc approprié pour le calcul de l'écoulement instationnaire dans l'étude du phénomène de décrochage dynamique.

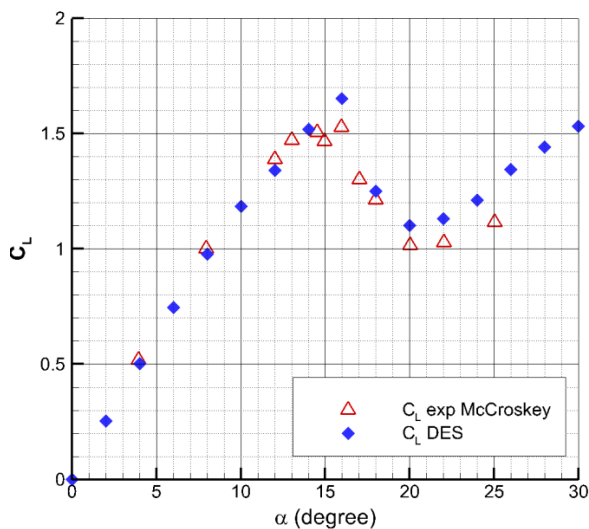


Figure 4.5a Comparaison du coefficient de portance du profil NACA 0012 issu de l'expérimentation avec le calcul DES $k-\omega$ SST

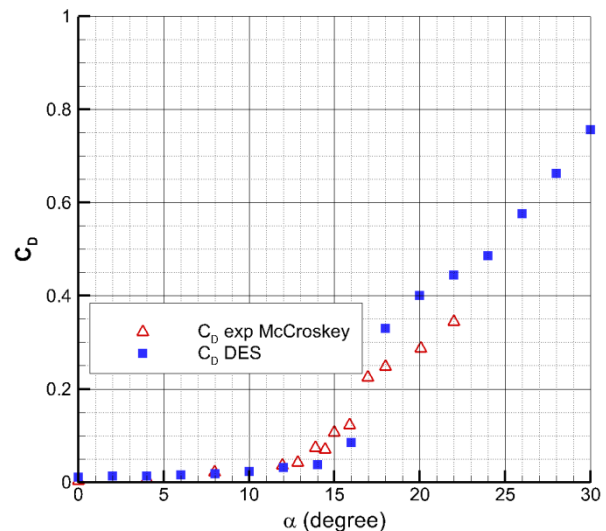


Figure 4.5b Comparaison du coefficient de traînée du profil NACA 0012 issu de l'expérimentation avec le calcul DES $k-\omega$ SST

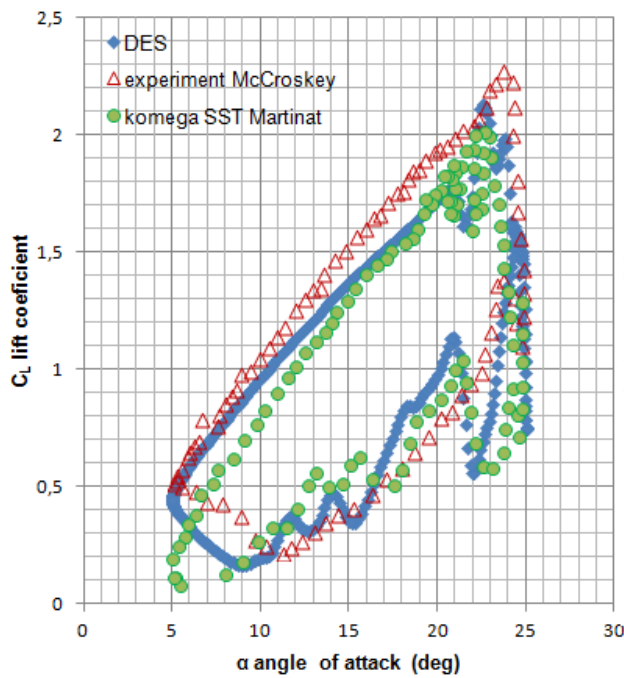


Figure 4.6. Hystérésis de la portance du profil NACA0012- comparaison entre simulations et expérience

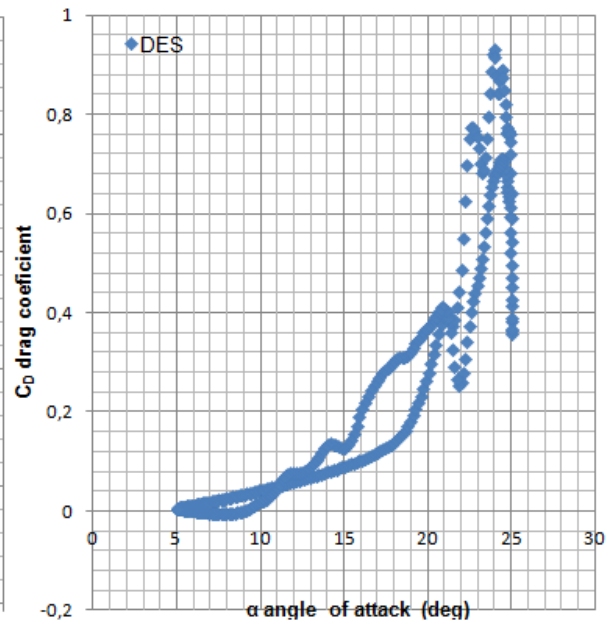


Figure 4.7. Simulations de l'hystérésis de traînée du profil NACA0012

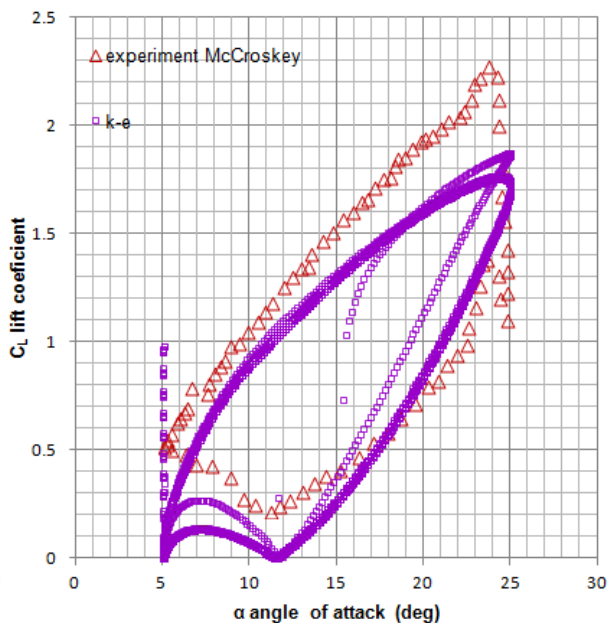
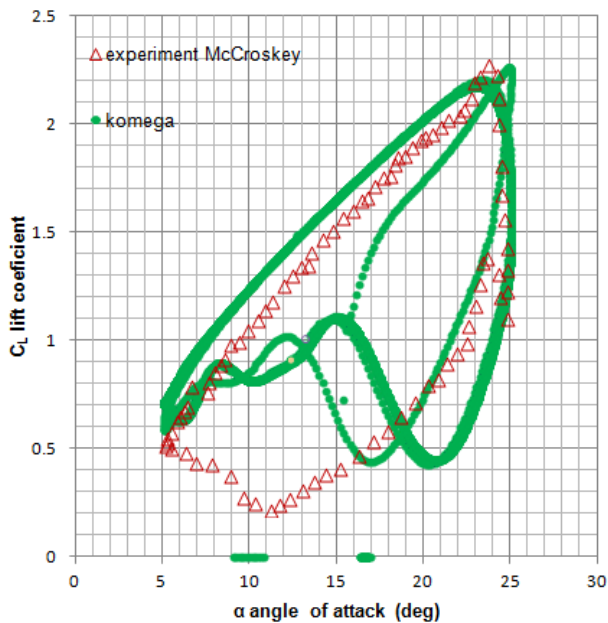


Figure 4.8 Hystérésis de portance du profil NACA 0012 - Comparaison des résultats numériques obtenus avec des modèles de turbulence $k-\omega$, $k-\epsilon$ avec les données expérimentales [80].

Dans les figures 4.13 et 4.14 sont représentées les caractéristiques aérodynamiques du profil NACA 0012 calculées avec le deuxième maillage comportant un plus petit nombre de nœuds.

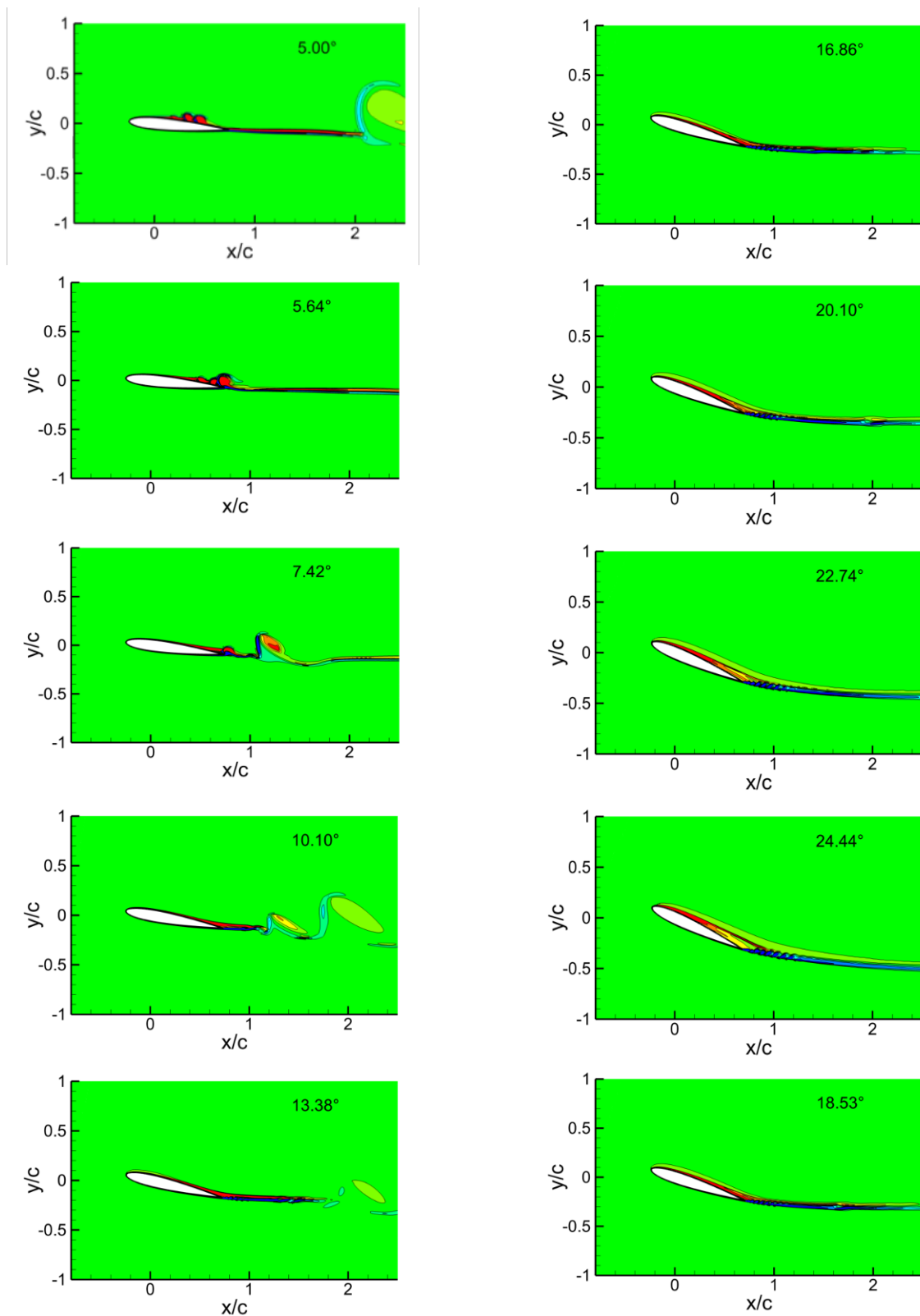


Figure 4.9a) Champ de vortex de α : 5.00° , 5.64° , 7.42° , 10.10° , 13.38° , 16.86° , 20.10° , 22.74° , 24.44° , 18.53° , en cas d'un mouvement de battement du profil vers le haut.

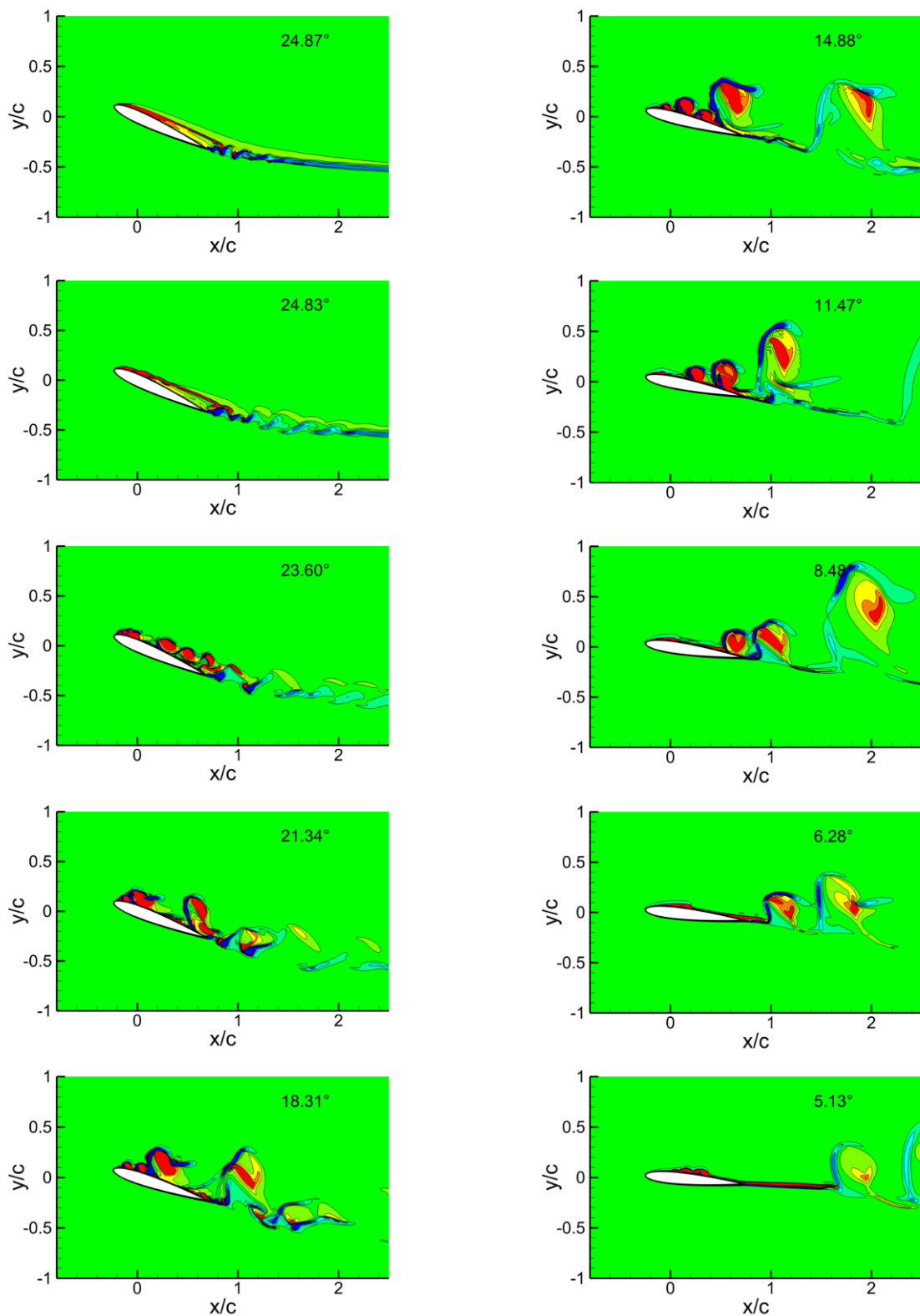


Figure 4.10a) Champ de vortex de α : 24.87° , 24.83° , 23.60° , 21.34° , 18.31° , 14.88° , 11.47° , 8.48° , 6.28° , 5.13° , en cas d'un mouvement de battement du profil vers le bas.

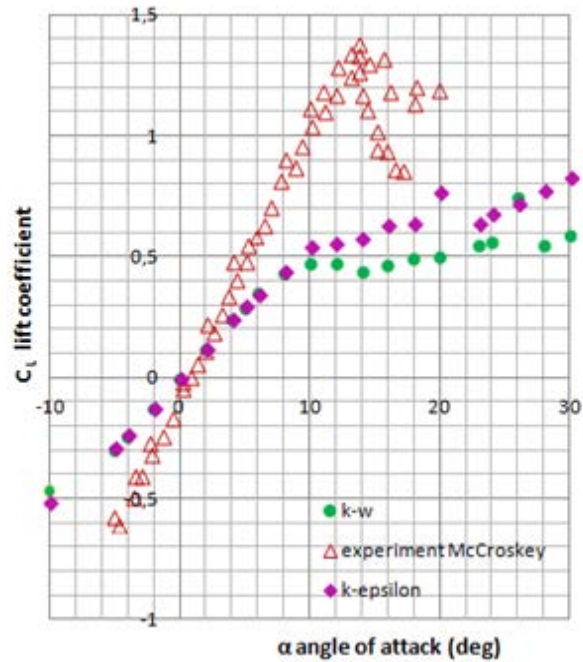


Figure 4.13 Comparaison des résultats numériques du profil NACA 0012 obtenus par les modèles de turbulence $k-\omega$ et $k-\epsilon$ avec les données expérimentales [80].

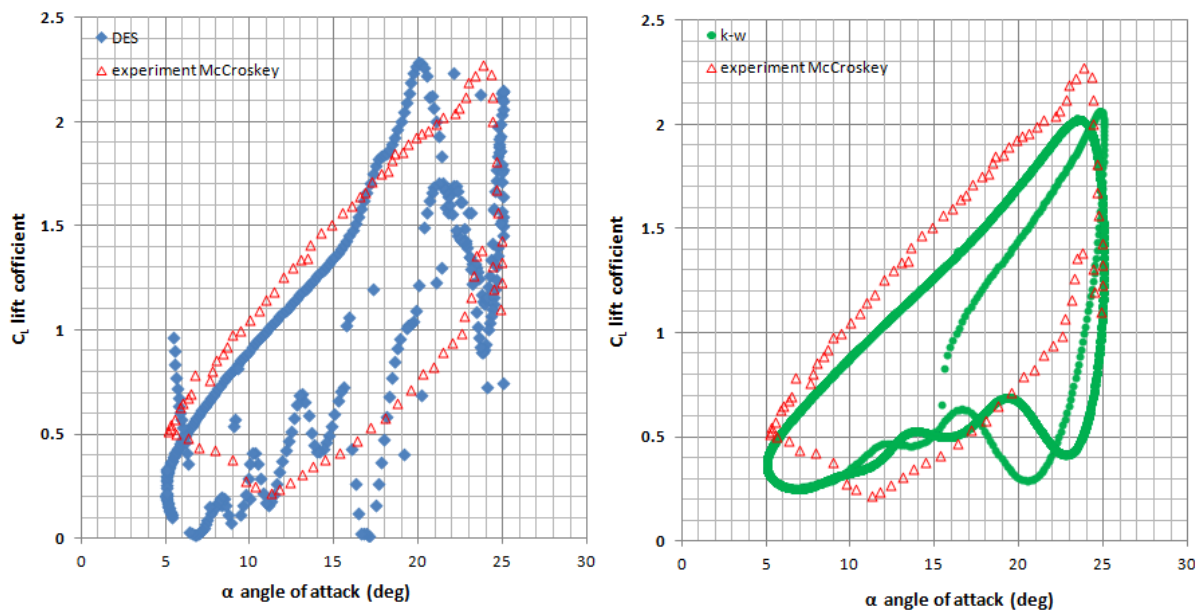


Figure 4.14. Hystérésis de portance du profil NACA 0012 – Résultats de simulation en cas d'un maillage de faible densité

Conclusion

Ce chapitre montre les résultats de simulation de l'écoulement stationnaire et instationnaire autour d'un profil NACA0012. Le profil est étudié en situation d'oscillation afin d'établir les caractéristiques aérodynamiques en cas de décrochage dynamique. Différents modèles de turbulence sont testés et la comparaison avec des données expérimentales montre que le modèle DES $k-\omega$ SST donne les meilleurs résultats.

Chapitre 5 Etude expérimentale en soufflerie de l'aérodynamique d'un rotor d'hélicoptère

Ce chapitre présente une étude expérimentale de l'écoulement réel d'un rotor d'hélicoptère à pales articulées. L'étude a été menée dans la soufflerie du Laboratoire de Mécanique des Fluides à Arts et Métiers ParisTech-Paris (Figure 5.1).

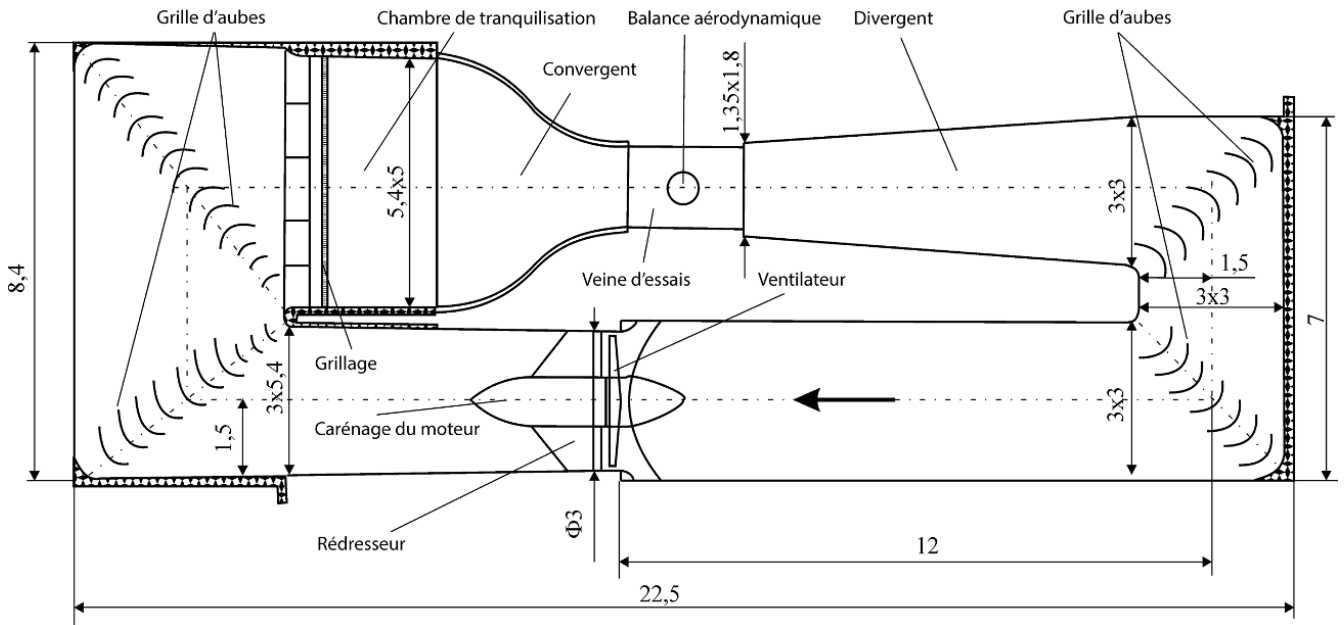


Figure 5.1 Soufflerie

Pour la mesure des forces et des couples, le modèle étudié dans la soufflerie est installée sur une balance aérodynamique à six composantes (Figure 5.2). La balance possède trois sections munies de plaques verticales et une section avec des plaques horizontales. La balance est placée sur une table tournante entraînée par un moteur pas à pas. Cela permet de modéliser le vol en dérapage ou le vol horizontal d'un hélicoptère. La mesure des forces aérodynamiques est basée sur la détermination des contraintes de flexion qui s'exercent dans les plaques lors du chargement de la balance. L'avantage de ce type de mesure est que les contraintes de flexion sont linéairement proportionnelles au couple de flexion. Ces contraintes sont déterminées par des jauges extensométriques colées à la base de la plaque. Afin d'augmenter la sensibilité et la précision de mesure, les jauges sont reliées en pont de Wheatstone complet. La tension résultante à la suite de la charge, de l'ordre de 2 mV/V, est augmentée par un amplificateur spécial. Le système d'acquisitions et de traitement des données utilisées dans la soufflerie est MGCplus de HBM. Le signal conditionné est traité par le module CPU du système de contrôle CP22 et puis envoyé à l'ordinateur de la soufflerie.

Le banc d'essai qui sert à déterminer les caractéristiques aérodynamiques du rotor se compose d'une nacelle et d'un support qui se connecte à la balance. La nacelle se compose de trois éléments (Figure 5.3) : un corps de palier, l'arbre sur lequel est monté le rotor, le capteur sans contact de mesure du couple et un moteur courant continu.

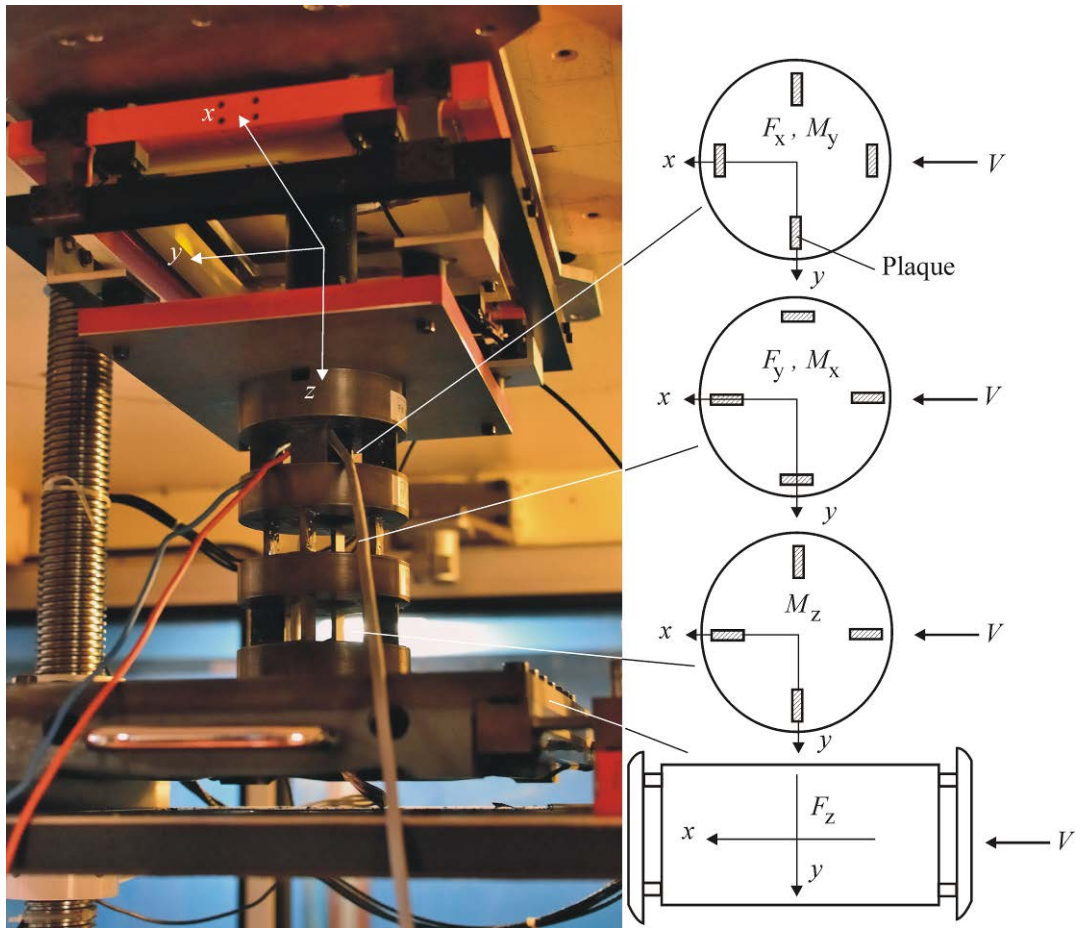


Figure 5.2 Balance aérodynamique.

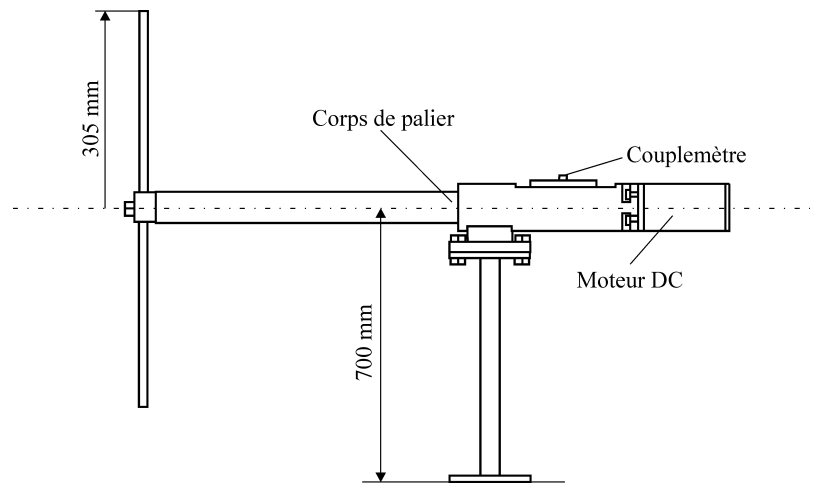


Figure 5.3 Modèle expérimental du rotor - essais en soufflerie

Le corps de palier est allongé afin de réduire l'interférence entre l'écoulement créé par le rotor et le support à laquelle la nacelle est fixée à la balance de la soufflerie. Les roulements ont un couple de friction réduit, qui est d'un ordre de grandeur plus petit que le couple mesuré du rotor.

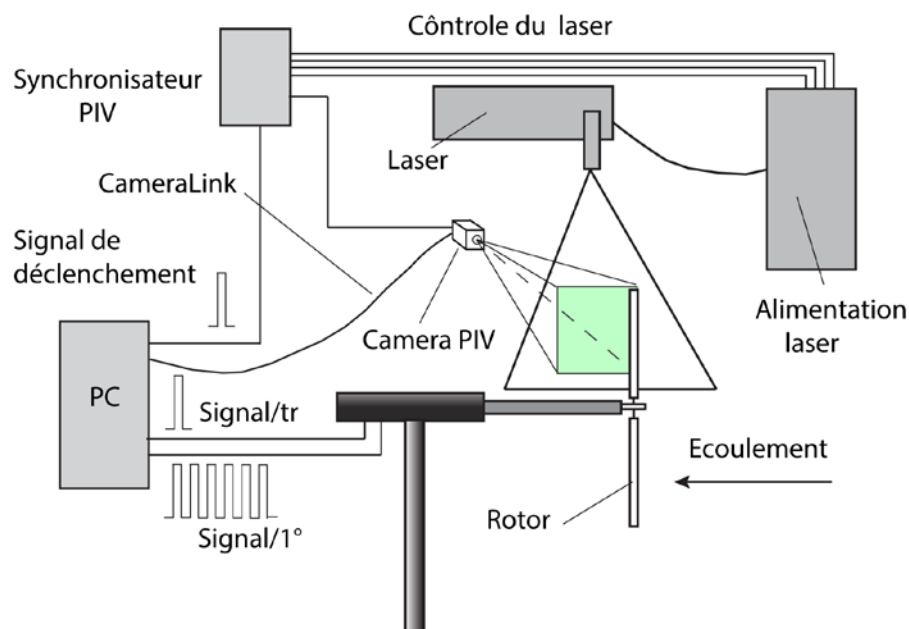
Le capteur pour la mesure du couple est de type HBM T20W sans contact. Le capteur est placé entre le logement du palier et le moteur. Le couplemètre émet un signal électrique proportionnel au

couple et une impulsion rectangulaire à chaque degré de rotation de l'arbre. En outre dans la nacelle, un capteur optique est installé, émettant une impulsion par tour, qui détermine la position initiale du rotor. Le moteur à courant continu Crouzet avec une puissance maximale de 150 W, entraîne le rotor avec une vitesse maximale de 3300 tr/min. La variation de la vitesse de rotation se fait par la variation de la tension d'alimentation du moteur.

Le système informatique est constitué d'un PC équipé d'une carte d'acquisition National Instruments NI 6259 à 16 voies. La connexion des signaux électriques analogiques à la carte de l'ordinateur, est réalisée à l'aide d'une boîte SC-68LP. Les signaux suivants sont reliés à la carte : couple de HBM TW20N, impulsion/degré de HBM TW20N, impulsions/tour du capteur optique de la nacelle, pression différentielle du capteur Furness Control FC0510 et la température de l'air dans la veine d'essai. Pour le contrôle et l'échange de données avec le système MGCplus de la balance aérodynamique, l'ordinateur est équipé d'une carte de communication NI GP-IB. Pour déterminer les caractéristiques aérodynamiques du rotor de l'hélicoptère, on utilise deux logiciels développés en langage Labview 8.3 de National Instruments.

Pour la mesure du champ de vitesse autour du rotor de l'hélicoptère une méthode optique est utilisée, basée sur l'analyse de l'image de particules émis dans l'écoulement : Particle Image Velocimetry (Vélocimétrie par Images de Particules), PIV. L'équipement de mesures PIV utilisé dans ce cas comprend : caméra PIV 4 Mpx, laser d'impulsion, système optique, système de synchronisation, générateur des particules, ordinateur avec les logiciels d'acquisition et du contrôle.

La Figure 5.5 montre le schéma du dispositif expérimental de mesure de la vitesse à l'aide de la méthode PIV.



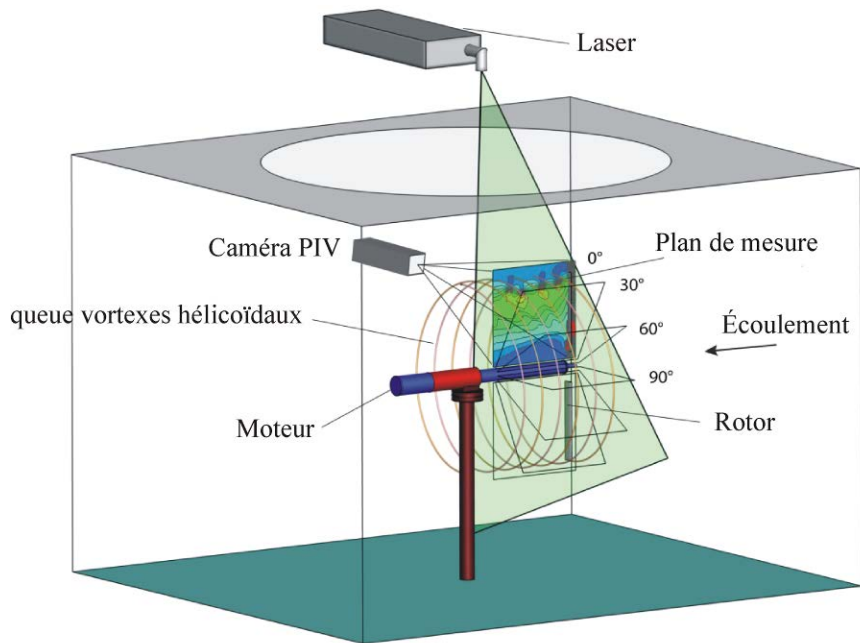


Figure 5.5 Schéma du dispositif expérimental de mesure de la vitesse au moyen de PIV.

La Figure 5.6 montre les vortex d'extrémité des pales. A l'aide d'un logiciel spécial - DynamicStudio (DantecDynamics) - le champ de vitesse est obtenu à différentes positions azimutales de la pale du rotor. Enfin, les champs de vitesse instantanée sont moyennés et représentés sur la Figure 5.7

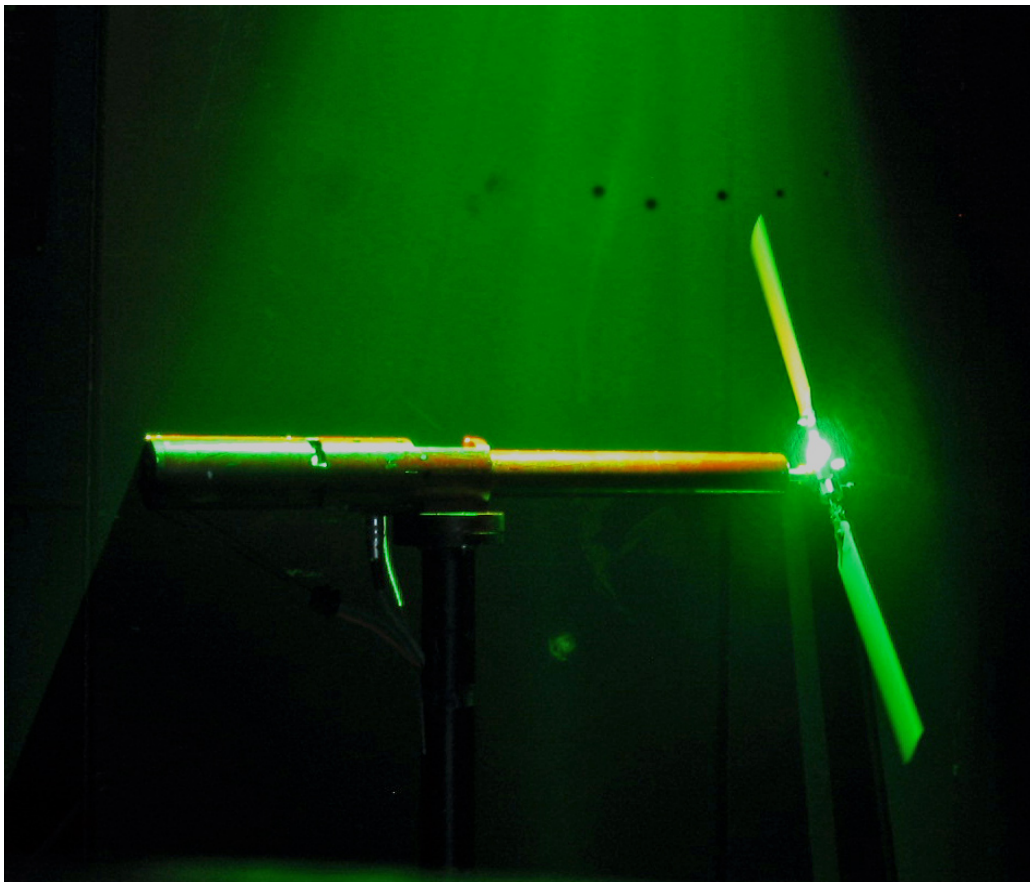


Figure 5.6 Mesure du champ de vitesse en utilisant PIV.

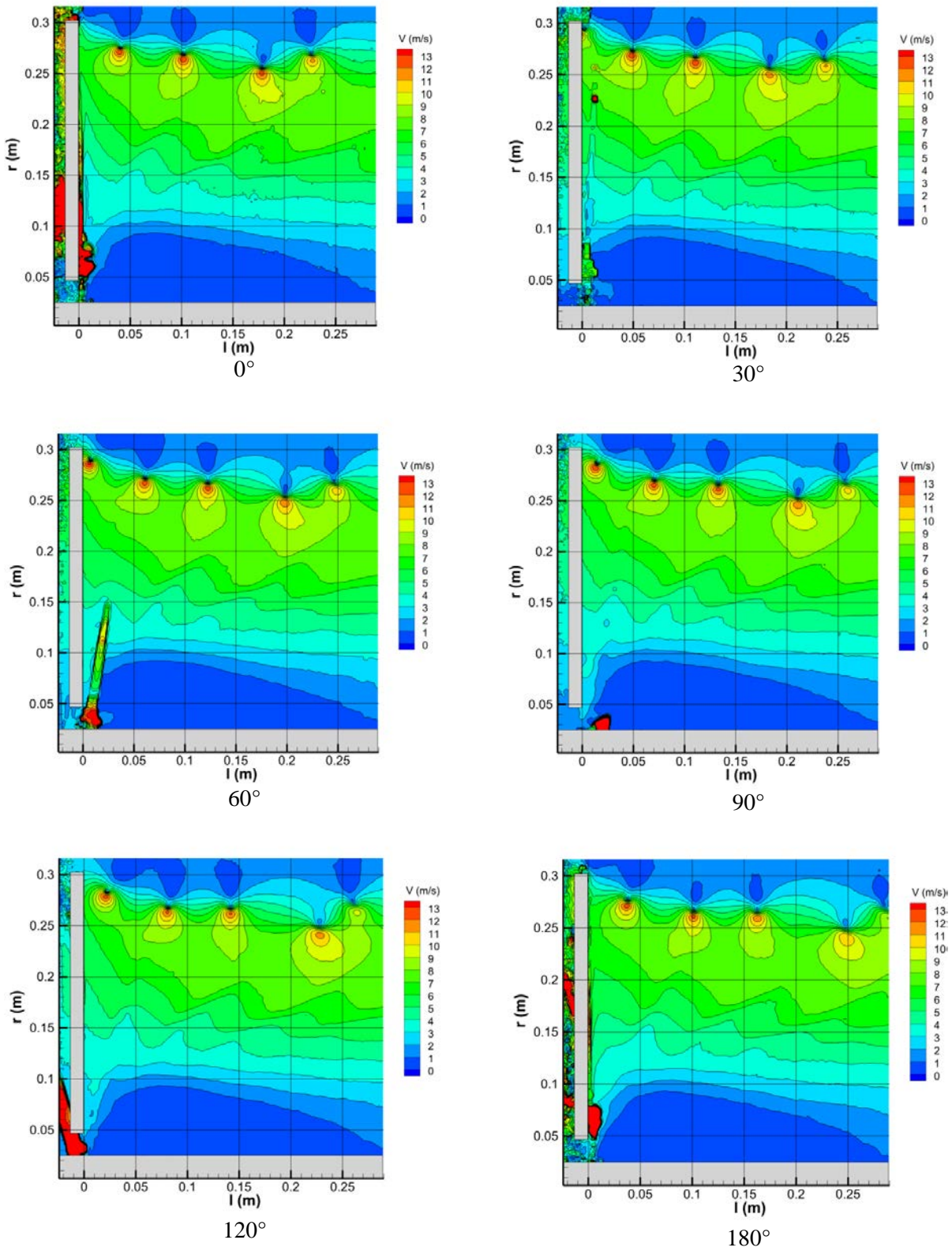


Figure 5.7 Champ de vitesse moyenne à différentes positions azimutales du rotor.

Les résultats des tests effectués sur le modèle du rotor de l'hélicoptère sont montrés dans les figures 5.10 et 5.11.

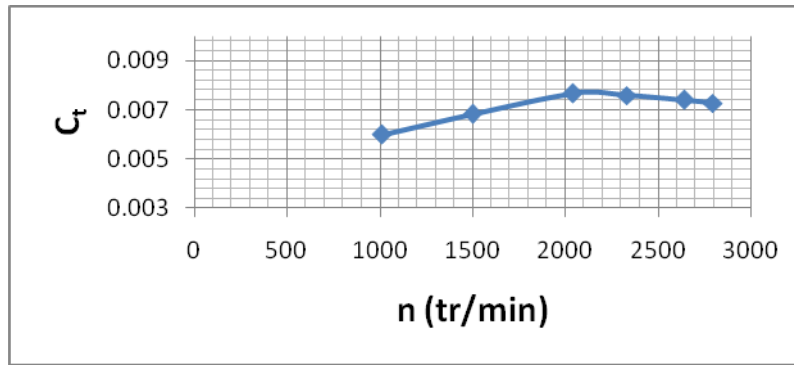


Figure 5.10 Dépendance du coefficient de portance de la rotation du rotor, angle de calage de pales de 7.6°, vol stationnaire

On voit qu'après 1900 tr/min la portance ne dépend pas fortement du nombre de Reynolds.

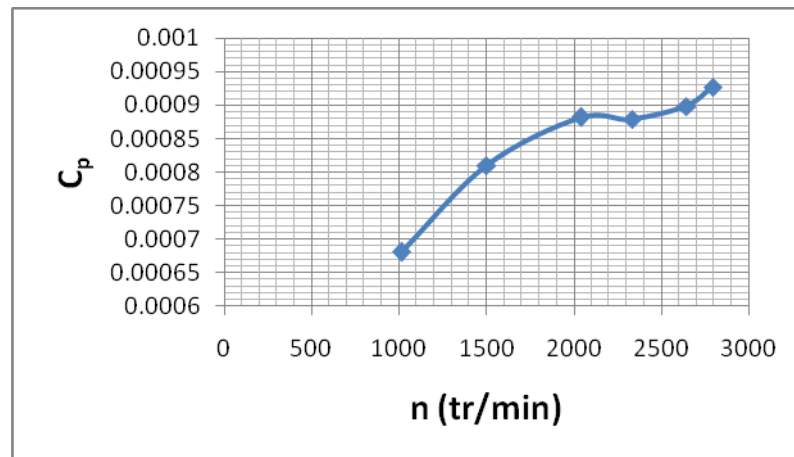


Figure 5.11 Dépendance du coefficient de puissance de la vitesse de rotation du rotor pour l'angle de calage de pales de 7.6°.

Le tableau 5.1 donne les valeurs de μ , λ_i , λ , C_t et C_p sous des angles d'inclinaison du rotor différents et pour différentes vitesses du vol, (cas du vol horizontal). Sauf pour le régime d'accroche, les tests sont menés pour le modèle du rotor d'hélicoptère dans la soufflerie pour un vol horizontal, et les résultats obtenus sont donnés dans les Figures 5.13 et 5.14, et dans le Tableau 5.1.

Tableau 5.1 Coefficient μ , λ_i , λ , C_t et C_p à des d'inclinaison du rotor différents et pour différentes vitesses du vol.

Rotor angle (°)	V m/s	n tr/min	μ	λ_i	λ	C_T	C_P
15	16,9851	1861	0,27601787	0,03219627	0,10615504	0,0020732	0,00042709
10	17,0336	1885	0,27862315	0,05406803	0,10319681	0,0058467	0,00040711
5	17,0819	1856	0,28706064	0,06074211	0,08585666	0,00737921	0,00045763
15	14,3894	1856	0,23446682	0,04790771	0,11073291	0,0045903	0,00043461
10	14,5263	1856	0,24132329	0,05543755	0,09798936	0,00614664	0,00042108
5	14,6393	1867	0,2445639	0,05948183	0,08087839	0,00707618	0,00043895
15	11,2373	1856	0,18310532	0,0516928	0,10075573	0,00534429	0,00044138
10	11,1932	1867	0,18485649	0,05452197	0,08711716	0,00594529	0,000419
5	11,3396	1891	0,18703409	0,05875757	0,07512093	0,0069049	0,00039684

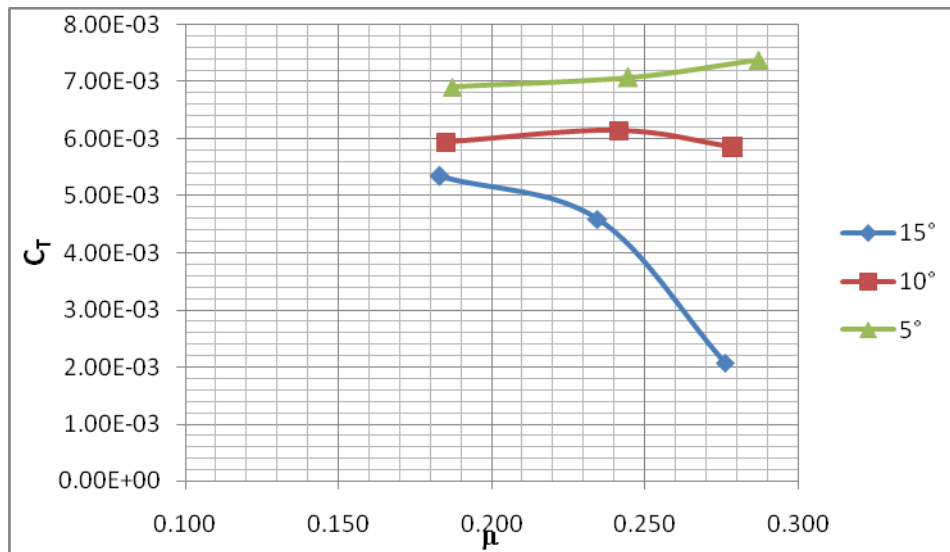


Figure 5.13 Variation du coefficient de portance en fonction du rapport des vitesses μ , pour différents angles d'inclinaison du disque de rotor pour un vol rectiligne horizontal.

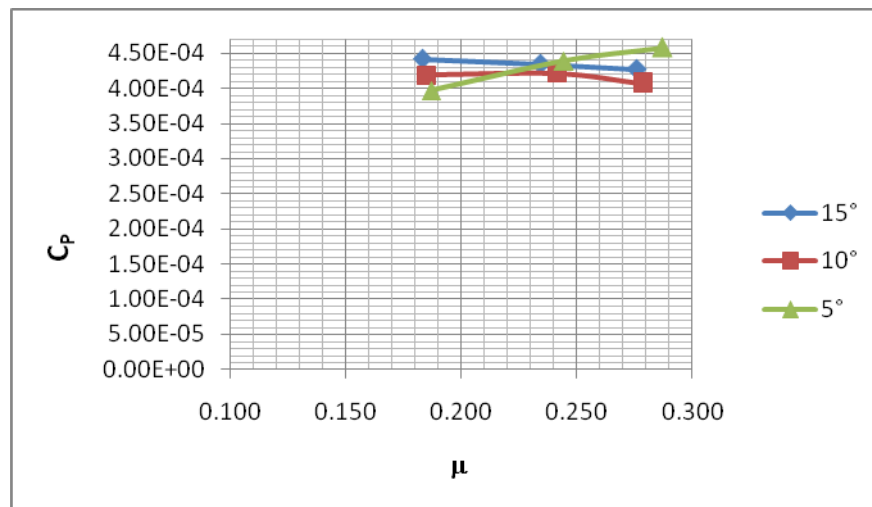
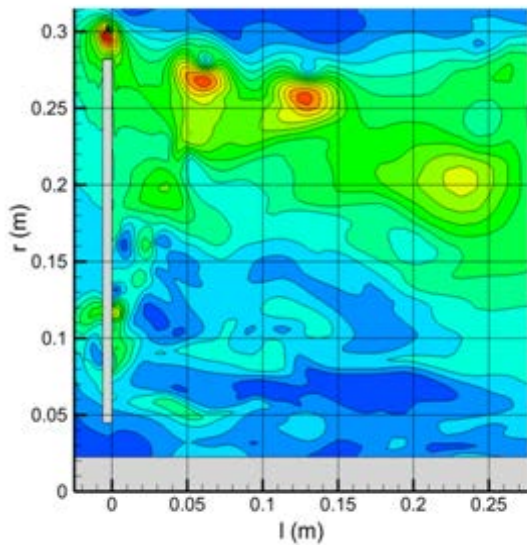


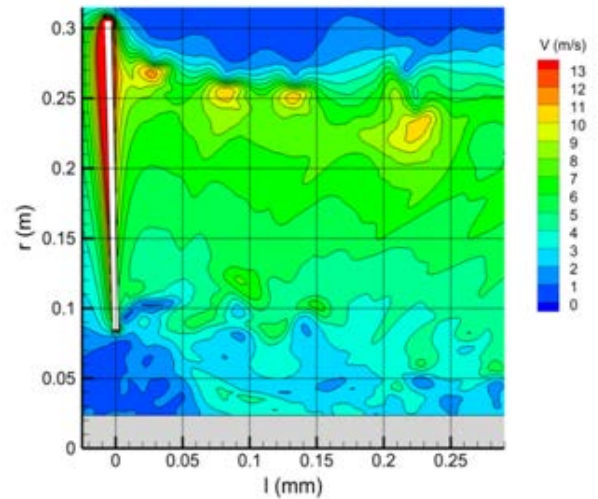
Figure 5.14 Variation du coefficient de puissance en fonction du rapport des vitesses μ , pour différents angles d'inclinaison du disque du rotor pour un vol rectiligne horizontal.

Comparaison avec la modélisation hybride

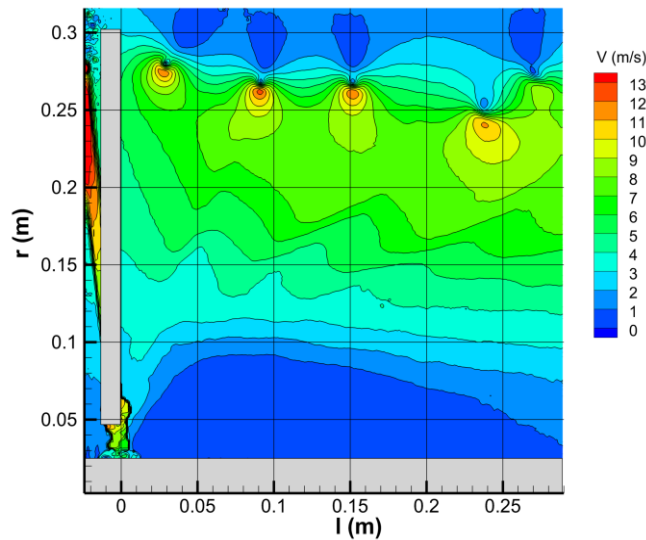
La Figure 5.15 fait une comparaison entre les résultats de simulation numérique du champ de vitesses de l'écoulement et les mesures du champ de vitesse faites par la méthode PIV.



a) Champ de vitesse moyenne d'écoulement à travers le rotor - modèle hybride



b) Champ de vitesse moyenne d'écoulement à travers le rotor - modèle avec la géométrie complète



b) Champ de la vitesse moyenne des mesures PIV

Figure 5.15 Comparaison des résultats numériques avec les résultats obtenus à partir de mesures avec la méthode PIV.

La figure 5.17 représente le champ de l'écoulement à l'aval du rotor, obtenu par la méthode PIV et les tourbillons d'extrémité de pales obtenus à l'aide du modèle hybride.

Les résultats de puissance, portance et de traction ainsi que le champ de vitesse, obtenus par la simulation numérique, déjà présentés au chapitre 2, montrent une bonne concordance avec les données expérimentales (Tableau 5.2).

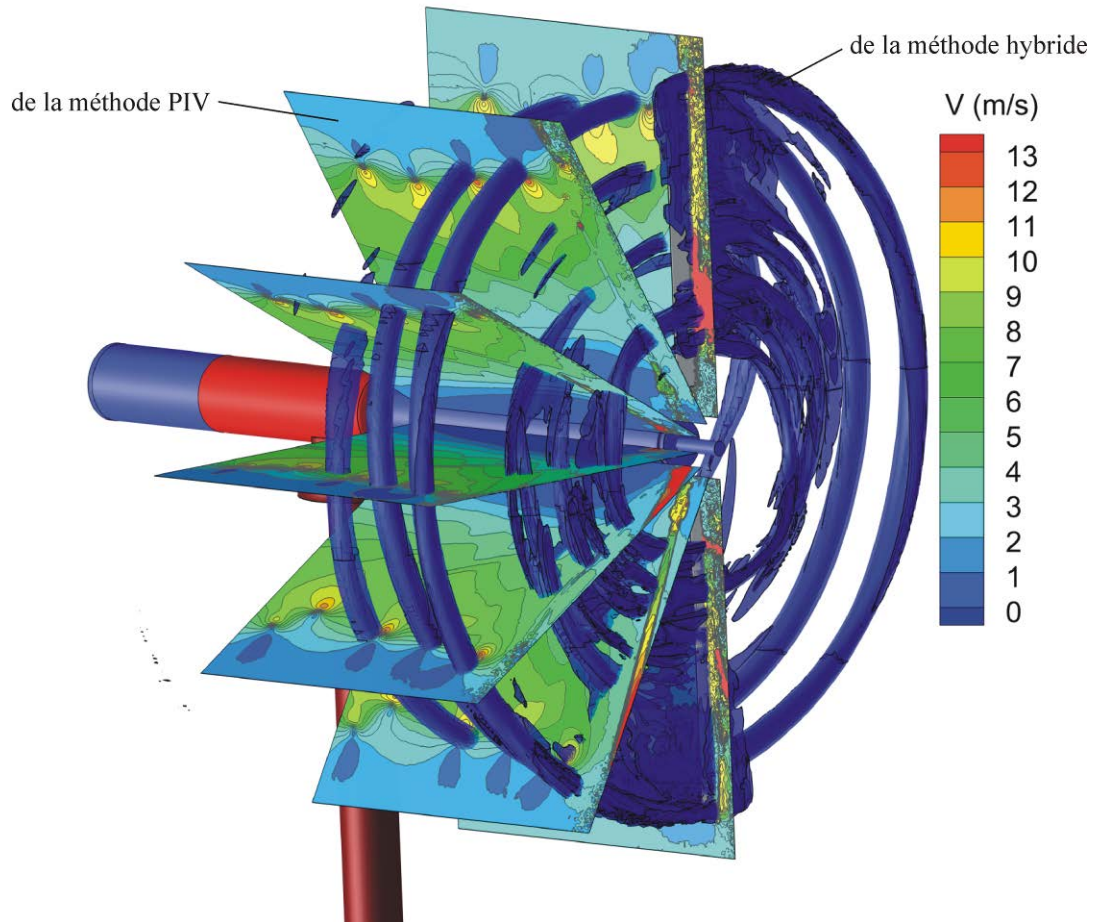


Figure 5.17 Champs vitesse, obtenue par la méthode PIV et les tourbillons d'extrémité obtenus à l'aide du modèle hybride.

Tableau 5.2 Comparaison des résultats de la simulation hybride et de l'expérimentation.

	Modèle hybride	Modèle expérimental
Vitesse	$V = 1.675 \text{ m/s}$	$V = 1.5 \text{ m/s}$
Portance	$T = 6.737434 \text{ N}$	$T = 6.8 \text{ N}$
Puissance	$P = 65 \text{ W}$	$P = 68.7 \text{ W}$

Conclusion

Afin de vérifier le modèle numérique, une étude expérimentale est réalisée avec un modèle articulée du rotor. L'écoulement à travers le rotor d'hélicoptère est étudié et le champ de vitesse autour du rotor, la force de portance et de traction, ainsi que le couple du rotor sont obtenus. Les champs de vitesse de l'écoulement sont obtenus aux différents angles azimutaux du rotor. L'analyse des résultats confirme la validité du modèle hybride couplé avec le modèle des éléments finis pour l'étude des problèmes de dynamique du rotor.

CONCLUSION

L'objectif de la thèse est d'étudier la dynamique du rotor d'hélicoptère, en tenant compte des déformations élastiques, du battement et de la traînée des pales. L'étude du comportement aérodynamique et dynamique du rotor d'hélicoptère est une tâche difficile. La difficulté vient de la complexité à résoudre simultanément les équations de la mécanique des fluides et les équations de la dynamique de structure.

Pour faciliter le calcul, un couplage du modèle aérodynamique avec le modèle des éléments finis est réalisé. Ce couplage donne la possibilité d'étudier les performances du rotor de l'hélicoptère en tenant compte des effets aéroélastiques. Pour résoudre les problèmes associés au battement des pales d'hélicoptère dans l'espace et leurs déformations, un modèle d'éléments finis est créé à l'aide du logiciel ANSYS.

Le solveur de volumes finis FLUENT est utilisé pour le calcul des charges aérodynamiques sur les pales d'hélicoptère. Pour accélérer le calcul, un modèle hybride est proposé pour l'analyse de l'écoulement autour du rotor. Dans ce modèle hybride, la géométrie réelle du rotor est remplacée par des forces distribuées autour des axes des pales ; forces qui exercent un effet équivalent des pales sur l'écoulement. Dans ce travail et afin d'éviter les inconvénients de la modélisation hybride classique, un nouveau modèle est proposé. Dans ce modèle, la pale réelle est représentée comme un volume mince situé autour de la surface définie par la corde le long de la pale. Ainsi, les forces volumiques distribuées à l'intérieure de ce volume ont une intensité très proche de la réalité. Contrairement à la méthode de la surface active, il n'est pas nécessaire ici de définir une surface spéciale dans le maillage. En effet, pour modéliser le battement et la traînée de la pale, il n'est pas nécessaire de déformer le maillage, car les forces de volume représentant la pale, sont imposées là où devrait être la pale réelle.

Dans la thèse, un algorithme de couplage du modèle aérodynamique avec le modèle des éléments finis est proposé. L'algorithme développé pour le couplage est transitoire et permet l'échange des données entre les deux modèles à chaque pas de temps.

Le battement des pales, conduit à des changements significatifs de l'angle d'incidence de l'écoulement le long de la pale en fonction de la position azimutale. Après avoir atteint la valeur critique correspondant à l'angle de décrochage, l'écoulement se décolle du profil et s'accompagne par la baisse instantanée de la force de portance.

Le chapitre 4 de la thèse présente la modélisation de l'écoulement instationnaire autour d'un profil oscillant afin d'étudier le phénomène du décrochage dynamique. Cette modélisation est réalisée par simulation numérique de l'écoulement instationnaire en cas d'oscillation du profil NACA 0012. L'utilisation du modèle DES $k-\omega$ SST pour simulation numérique 2D de l'écoulement autour du profil, donne lieu à des résultats mieux rapprochés de l'expérience que les autres modèles de turbulence.

En plus de la modélisation numérique, des travaux d'expérimentation aérodynamique sont réalisés. L'objectif de l'étude expérimentale est de fournir un ensemble de données sur les caractéristiques aérodynamiques du rotor. Ces données sont nécessaires pour valider les modèles numériques proposés.

Un modèle de rotor d'hélicoptère destiné aux essais en soufflerie est conçu et réalisé. La méthode de la vélocimétrie par images de particules (PIV) est utilisée pour mesurer le champ d'écoulement autour du rotor. L'étude expérimentale a été faite pour obtenir les caractéristiques

aérodynamiques du modèle du rotor en vol vertical et en vol horizontal. Les résultats de cette étude confirment les simulations numériques et l'adéquation des approches numériques proposées.

Au final, ce travail a permis de proposer un modèle hybride pour représenter le comportement aérodynamique du rotor d'hélicoptère. Ce modèle a été mis à profit pour étudier le couplage fluide structure grâce à un algorithme de couplage assurant le pilotage des calculs aérodynamiques et de structure. Les explorations expérimentales menées en soufflerie et les résultats obtenus montrent la validité de l'approche numérique proposée dans cette thèse.

Modélisation du comportement dynamique des rotors d'hélicoptères

RÉSUMÉ : L'objectif de la thèse est l'étude et la modélisation du comportement dynamique et aérodynamique du rotor de l'hélicoptère en considérant à la fois les forces d'inertie et les forces aérodynamiques et en tenant compte des déformations élastiques des pales. L'algorithme de couplage proposé permet d'effectuer le calcul transitoire avec échange de données entre les solveurs fluide et structure à chaque pas de temps.

La particularité de cette étude est l'utilisation du modèle aérodynamique de la ligne active, qui représente les forces de pale appliquées au fluide par des termes sources. Ces termes sources sont répartis dans les cellules de maillage à l'emplacement de la pale. Ainsi, la rotation, la torsion et le battement de la pale peuvent être représentés sans aucune déformation du maillage. Un avantage de la ligne active est que la simulation utilise un nombre réduit de nœuds, car des conditions aux limites «lois des parois» ne doivent pas être modélisées.

Le cas d'un petit rotor expérimental d'hélicoptère est étudié en vol d'avancement. Les solveurs de fluide et de structure sont couplés pour calculer le comportement aérodynamique et dynamique du rotor. Pour ce faire, un algorithme de couplage faible en série décalé est appliqué. Les calculs itératifs sont contrôlés par un code spécialement conçu. Au début de chaque itération, le code calcule et répartit les termes sources dans le domaine fluide. A la fin du pas de temps, le code exécute le solveur de calcul de structure pour calculer un seul pas de temps. Ce solveur calcule le déplacement de la pale sous l'effet des forces aérodynamiques, élastiques et d'inertie et renvoie les résultats au solveur fluide. Les déplacements de la pale calculés servent de référence pour le solveur fluide au pas de temps suivant, pour distribuer les termes sources. Le calcul s'arrête lorsque le critère de convergence est vérifié.

Afin de valider le cas simulé, des expérimentations sont réalisées en soufflerie. La puissance et la poussée aérodynamique du rotor sont mesurées. La Vélocimétrie par images de particules (PIV) est utilisée pour obtenir le champ de vitesse autour du rotor. Les mesures PIV à phase bloquée dans des plans azimutaux ont permis de reconstituer le champ d'écoulement 3D. La comparaison entre les résultats numériques et les expériences montre un bon accord et permet de valider la méthode de couplage proposée. **Mots clés :** rotor d'hélicoptère, modèle hybride, PIV, CFD

MODELING THE DYNAMIC BEHAVIOR OF HELICOPTER ROTOR

ABSTRACT : The aim of the thesis is the investigation and modeling of dynamic and aerodynamic behavior of helicopter rotor considering both inertial and aerodynamic forces and taking into account the elastic deformation of the blades. The proposed coupling algorithm allows the transient calculations with data exchange between the fluid and structure solvers at each time step.

The particularity of this research is the use of an actuator line aerodynamic model, which represents the blade forces applied to the fluid as source terms. These source terms are distributed in the grid cells where the blade is located. Thus the rotation, flapping and torsion of the blade can be represented without any grid deformation. An advantage of the actuator line is that the simulation uses a reduced number of nodes, because the "wall" boundary conditions do not need to be modeled.

The case of small experimental helicopter rotor is studied in forward flight. The fluid and structure solvers are coupled to calculate aerodynamic and dynamic behavior of the rotor. For this purpose, a loosely coupling serial staggered algorithm is applied. The iterative calculations are controlled by specially developed code. At the beginning of each iteration, this code calculates and distributes the source terms in the fluid domain. At the end of the time step, the code runs the structural solver to execute a single time step. This solver calculates the blade displacement under aerodynamic, elastic and inertial forces, and the results are returned to the fluid solver. The calculated blade displacements serve as reference in the next fluid step to distribute the source terms. The calculation stops when the convergence criteria are met.

In order to validate the simulated case, measurements are carried on in the wind tunnel. The power and aerodynamic thrust of the rotor are measured. Particle Image Velocimetry (PIV) is used to obtain the velocity field around the rotor. Phase locked measurement in azimuth planes enabled to reconstruct 3D flow field. The comparison between numerical results and experiments shows good agreement and permits to validate the proposed coupling method. **Keywords:** helicopter rotor, hybrid model, PIV, CFD