

# АЕРОЕЛАСТИЧНО МОДЕЛИРАНЕ НА БЕЗШАРНИРНА ЛОПАТА НА ХЕЛИКОПТЕР В РЕЖИМ НА ВИСЕНЕ

## AEROELASTIC MODELLING OF HINGLESS HELICOPTER BLADE IN HOVER

### АЭРОУПРУГОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ БЕЗШАРНИРНОЙ ЛОПАСТИ ВЕРТОЛЕТА В РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

Assoc. Prof. Dr. Todorov M.

Faculty of Transport – Technical University of Sofia, Bulgaria

**Abstract:** An aeroelastic modelling of hingless helicopter blade in hover is presented here. The investigation is based on the well-known solvers MATLAB and ANSYS. The aerodynamic model uses Blade Element Momentum Theory (BEMT). BEMT gives good accuracy with respect to time cost. This modelling is also useful and applicable for other helicopter rotors, wind turbine rotors and airplane wings.

**KEYWORDS:** AEROELASTICITY, STRUCTURAL DYNAMICS, HELICOPTER ROTORS

#### 1. Увод

На хеликоптерната лопата в полет действат аеродинамични и инерционни сили. Под действието на тези сили лопатата се деформира, в резултата, на което се променя разпределението на аеродинамичните сили. Новото разпределение на аеродинамичните сили деформира допълнително лопатата, което ще промени отново разпределението на аеродинамичните сили. В един момент аеродинамичните и инерционните сили и еластичните сили на конструкцията ще се уравновесят.

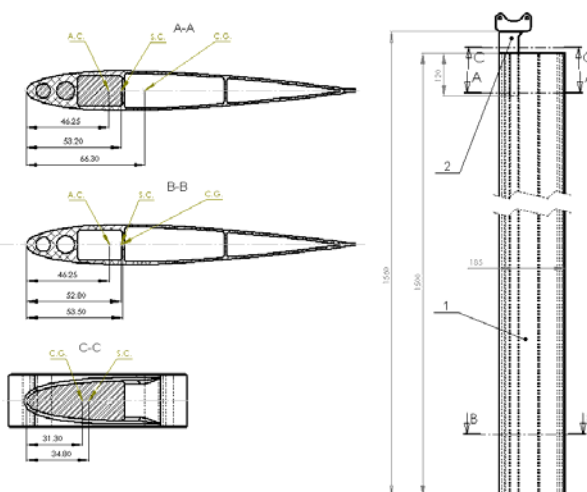
За изчисляване на аеродинамичните сили се използват числени методи, които се основават на решенията на уравненията на Navier-Stokes за свиваем флуид. Понастоящем широко разпространение са получили методите на 3-D числената флуидна динамика (Computational Fluid Dynamics-CFD). Примери за успешно приложение на тези методи са солвърите FLUENT, TURNS на NASA, FLOWer на Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, elsA на ONERA [1, 2, 10]. Те обаче изискват голямо изчислително време и мощен компютър. При аероеластични изчисления аеродинамичният метод трябва да бъде много ефикасен по време. Теорията на кинетичния момент на елемент от лопатата (Blade Element Moment Theory – BEMT) е показала добра точност по отношение на разхода на време. При BEM метода лопатата се разделя на независими елементи по дължината на лопатата. BEM теорията приема, че всяка секция на лопатата действа като квази 2-D аеродинамичен профил, който произвежда аеродинамични сили (и моменти).

За определяне на деформациите на хеликоптерна лопата под действието на аеродинамични и инерционни сили се използват методи, при които непрекъснатата лопата се разделя на дискретни сегменти, така че диференциалните уравнения на деформиране на лопатата в частни производни се заменят с обикновени диференциални уравнения. Такива са методите на Holzer-Myklestad [6], правата колокация [3, 4, 12] и крайните елементи (Finite Element Method – FEM).

#### 2. Конструкция на хеликоптерната лопата

Конструкцията на хеликоптерната лопата е показана на фиг.1. Лопатата се състои от алуминиев лонжерон 1 и стоманен накрайник 2. Аеродинамичният профил на лопатата е NASA 0012. Модулът на Юнг на алуминиевата сплав на лонжерона е  $E=7.17 \times 10^{10}$  N/m<sup>2</sup>, коефициент на Поасон  $\mu=0.33$  и плътност  $\rho=2740$  kg/m<sup>3</sup>. Модулът на Юнг на стоманената сплав на накрайника е  $E=19.3 \times 10^{10}$  N/m<sup>2</sup>, коефициент на Поасон  $\mu=0.29$  и плътност  $\rho=8030$  kg/m<sup>3</sup>. На фиг.1 са също дадени разположенията на масовите центри, центровете на коравина и

аеродинамичните фокуси за характерни сечения на хеликоптерната лопата.



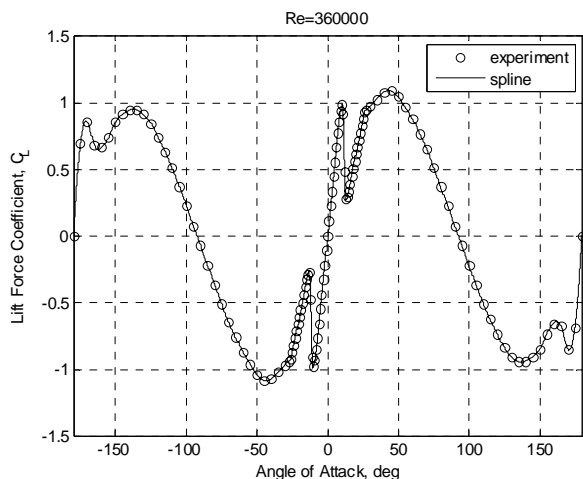
Фиг.1. Безшарнирна лопата на хеликоптер

#### 3. Аеродинамичен модел

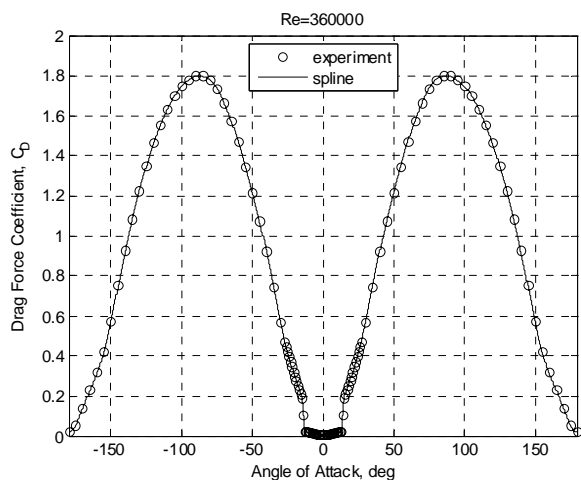
Винтът на хеликоптера има 2 лопати с радиус 1.7 m. Върти се с ъглова скорост 180 rad/s. Аеродинамичният профил на лопатата е NASA 0012. Аеродинамичните характеристики на NASA 0012 са дадени на фиг.2. Средната аеродинамична хорда на лопатата е 0.185 m. Лопатата е линейно усукана с ъгъл  $-5^\circ$ . Общата стъпка на лопатата е  $8^\circ$ . При BEM теорията се приема, че аеродинамичните сили възникват единствено от скоростта, перпендикулярна към водещия ръб на секцията на лопатата, и ъгъла на атака. Влиянието на радиалната компонента на скоростта върху подемната сила се игнорира. Радиалната компонента влияе на челното съпротивление при полет напред и при този режим трябва да се отчита. Експерименталните 2-D аеродинамични характеристики на профила във функция на ъгъла на атака се приемат за изчисляване на подемната сила и силата на челно съпротивление за всеки елемент от лопатата. Индуцираният ъгъл на атака възниква поради скоростта индуцирана от винта и от неговата следа. Следователно индуцираната скорост служи за модифициране на направлението на вектора на скоростта на относителния поток, и следователно променя ъгъла на атака на всеки елемент от лопатата от неговата 2-D стойност. Индуцираната скорост също наклонява локалния вектор на подемната сила, който по дефиниция действа перпендикулярно на вектора на

резултантната скорост за елемента от лопатата, и следователно осигурява индуктивно челно съпротивление и индуктивна мощност към ротора на винта. Загубата на подемна сила в края на лопата се отчита чрез функцията на Prandtl за загуба в крайните сечения. Свиваемостта на въздуха се отчита чрез корекция на наклона на кривата на подемната сила за всеки елемент от лопатата с правилото на Glauert [7, 8, 9].

Разпределението на силата на челно съпротивление и подемната сила по радиуса на лопатата на хеликоптера се изчислява с програма на MATLAB, като се използва методиката описана подробно от Leishman [9].



Фиг. 2. Коефициент на подемна сила на профил NACA 0012 [11]



Фиг. 3. Коефициент на сила на челно съпротивление на профил NACA 0012 [11]

#### 4. FEM - модел

За моделирането на лопата се използва ANSYS. Използва се краен елемент гредя BEAM44 с различна несиметрична геометрия с несъвпадащ масов център и център на коравина. Лопатата е разделена на 78 крайни елемента.

В ANSYS основното уравнение на движение, което се решава, е

$$[M]\{\ddot{q}\} + [C]\{\dot{q}\} + [K]\{q\} = \{Q\}$$

Където  $[M]$  е масовата матрица,  $[C]$  е демпфиращата матрица,  $[K]$  е матрицата на коравина, а  $\{Q\}$  е векторът на натоварването във възлите.

Освен аеродинамичните сили, приложени в аеродинамичния фокус, на лопатата действат сила от тежестта

и центробежна сила, приложени в масовия център на елементите.

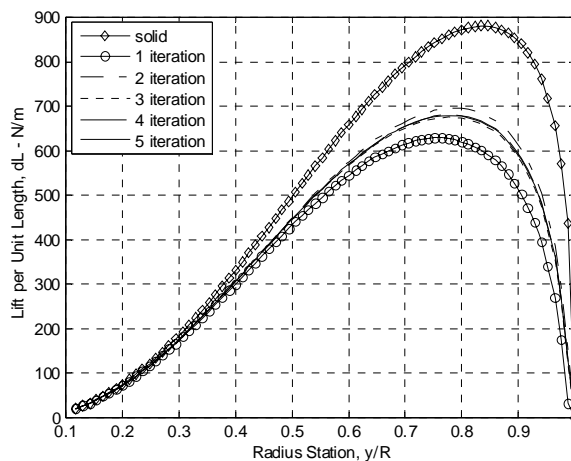
#### 5. Свързване на аеродинамичния модел с FEM - модела

Алгоритъм на действие е следния:

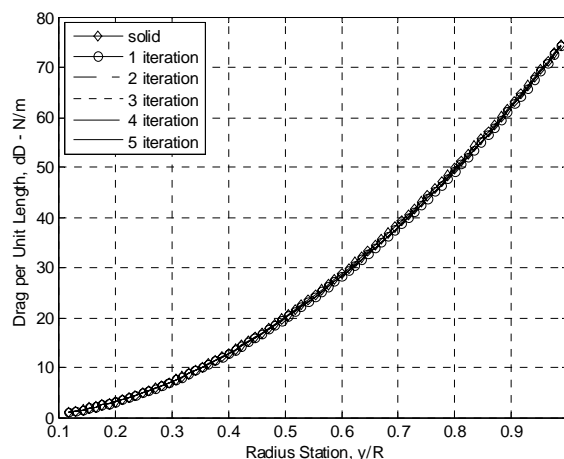
1. Изчисляват се аеродинамичните сили за идеално твърда лопата с MATLAB;
2. Прилагат се аеродинамичните и инерционните сили върху FEM-модела на лопатата в ANSYS;
3. Изчисляват се линейните и ъгловите деформации на лопатата в ANSYS;
4. Изчислява се новият ъгъл на атака за всяка от секциите и се получава ново разпределение на аеродинамичните сили с MATLAB;
5. Прилагат се новите аеродинамични и инерционни сили върху FEM-модела в ANSYS;
6. Изчисляват се новите линейни и ъглови деформации на лопатата в ANSYS;
7. Сравняват се разпределенията на аеродинамичните сили и деформациите на лопатата;
8. Ако се различават повече от зададен толеранс се преминава към т.4;
9. Итерацията се повтаря, докато се постигне конвергенция.

#### 6. Числени резултати

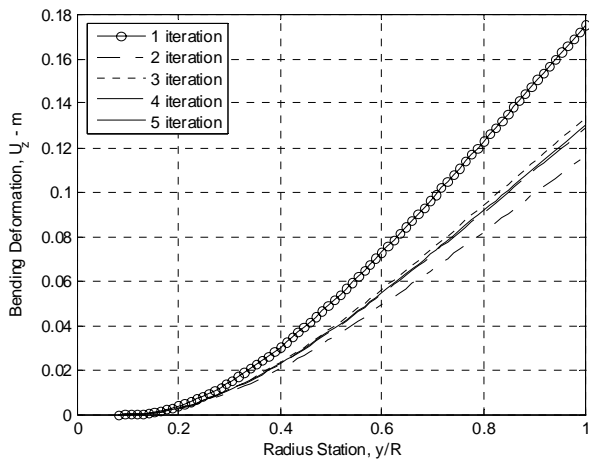
Резултатите от изчисленията са дадени на фиг.4-7.



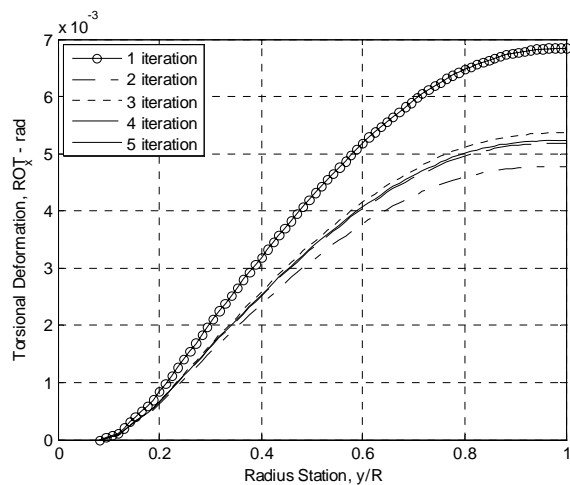
Фиг. 4. Разпределение на подемната сила по радиуса на лопатата на хеликоптера



Фиг. 5. Разпределение на силата на челно съпротивление по радиуса на лопатата на хеликоптера



Фиг.6. Огъваща деформация на лопатата на хеликоптера по вертикалната ос



Фиг.7. Усукваща деформация на лопатата на хеликоптера около надлъжната и ос

От получените резултати се вижда, че разпределението на подемната сила по радиуса за еластична лопата чувствително се различава от разпределението на подемната сила за идеално твърда лопата. Необходими са в случая 3 итерации за да се получи действителното разпределение на подемната сила. Силата на челно съпротивление в случая слабо се влияе от еластичните свойства на лопатата. Следователно при изчисляване на теглителната сила, въртящия момент и мощността на винта на хеликоптера трябва да се отчете еластичността на лопатите на винта. Освен това аероеластичните ефекти ще влияят и на якостните изчисления на лопатата.

## 7. Заключение

В работата е представено аероеластично моделиране на безшарнирна лопата на хеликоптер в режим на висене, което използва добре познатите солвъри MATLAB и ANSYS. За създаването на аеродинамичен модел е използван ефикасният и бърз за инженерната практика ВЕМ-метод. Представеният модел е лесно приложим за различни видове хеликоптерни винтове, ротори на ветрогенератори и крила на самолети.

## 8. Благодарности

Авторът благодарни на НФНИ (ВУ-ТН-122) за оказаната финансова подкрепа.

## 9. Литература

- [1] Добрев И., Тодоров М.: Моделиране на взаимодействието на носещия винт и тялото на хеликоптера, Сб. доклади ЮНС "10 години катедра "Въздушен Транспорт", 01-03.10.2003, София, стр.71-74
- [2] Добрев И., Тодоров М.: Влияние на вихровата следа на основния винт на хеликоптер върху ефективността на опашния винт, Сп. Механика на машините, серия FH: Приложна механика на флуидите, топло и масо пренос, кн.4, 2005, стр.65-68
- [3] Тодоров М., Добрев И.: Статична аероеластична устойчивост на лопата на безшарнирен опашен винт на хеликоптер, Сп. "Механика на машините", серия FH: Приложна механика на флуидите, топло и масо пренос, кн.1, 2007, стр.43-45.
- [4] Фершинг, Г.: Основы аэроупругости, Машиностроение, Москва, 1984
- [5] Bielawa, R.: Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity, AIAA Education Series, Washington, 1992
- [6] Bramwell A.: Bramwell's Helicopter Dynamics, Butterworth-Heinemann, Oxford, 2001
- [7] Jonson W.: Helicopter Theory, Dover Publications, New York, 1994
- [8] Prouty R.W.: Helicopter Performance, Stability and Control, Krieger Publishing Company, Malabar, Florida, 1995
- [9] Leishman, J.: Principles of Helicopter Aerodynamics, Cambridge University Press, Cambridge, 2000
- [10] Servera G.: Développement d'une Méthodologie de Couplage Dynamique/Aérodynamique pour les Rotors d'Hélicoptère, Université d'Orleans, 2002
- [11] Sheldahl R.E.: Aerodynamics Characteristics of Seven Airfoils Sections through 180 Degrees Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines, SAND80-2114, Sandia National Laboratories, Albuquerque, New Mexico, March 1981
- [12] Todorov M., Dobrev I.: Combined Torsional and Bending Oscillations of the Hingeless Helicopter Rotor Blade, Proc. 10<sup>th</sup> Jubilee National Congress on Theoretical and Applied Mechanics, 13-16 September 2005, Varna, pp.379-384