ANALIZA AERODINAMICA A ROTORULUI DE TURBINA EOLIANA

CU AX ORIZONTAL SI 3 PALE

Simulare numerica. Consideratii generale.

Simularea numerica s-a făcut in programul Ansys – Fluent. In faza de preprocesare domeniul de calcul a fost creat astfel: un domeniu sferic staționar a cărui raza este de aproximativ 16 ori raza turbinei; un domeniu rotațional care sa aibă o forma cilindrica cu o înălțime de 1.6 ori raza turbinei si o raza a bazei de 1.6 ori raza turbinei, adică $R_{sfera} = 25m$, $R_{cilindru} = 2.5m$, $H_{cilindru} = 2.5m$. Domeniul fix este obținut prin operația booleana de îndepărtare a cilindrului din sferă. Cele două domenii sunt conectate topologic prin suprafața cilindrului care are o dublă grilă pe suprafața sa (interfață neconformă), una ce vine din domeniul fix si o alta ce vine dinspre domeniul in rotație. Dimensiunea elementelor la interfață este aproximativ aceeași pe ambele părți ale cilindrului pentru a evita erorile nedorite de interpolare la trecerea dintr-un domeniu de calcul in altul.

Grila de calcul a fost creata in programul NUMECA-Hexpress care permite crearea de grile cu elemente hexaedrale rafinate prin înjumătățirea laturilor elementelor (algoritm de tip oct-tree). Pe lângă elementele hexaedrale mai sunt si elemente prismatice in stratul limită. Pentru toate cele trei cazuri de calcul a fost folosită aceeași rețea de calcul (grila) care are in componență in medie 8.5 milioane de elemente, repartizate astfel: 1 milion in grila asociată domeniului fix si 7.5 milioane pentru grila din domeniul in rotație. Cele 7.5 milioane de elemente sunt repartizate astfel: 2.5 milioane in zona departe de corp (celule hexaedrale) cu preponderenta in zona de îndesire din siaj si de la vârful palei, si 5 milioane de celule in stratul prismatic necesar modelarii formarii stratului limita pe suprafața palelor si a nacelei. Este important de menționat ca înălțimea primei celule din acest strat si factorul de creștere sunt impuse de alegerea modelului de turbulență. Întrucât am ales un model de turbulenta de tip SST kω, mărimea $y^+ = 1$ corespunzătoare primei celule a impus o înălțime a primului strat de celule egală cu aproximativ 5 μ m si un factor de creștere ce variază intre 1.1 si 1.15. Mărimea $y^+ = 1$ este necesară pentru a putea simula corect fenomenele asociate rezistentei la înaintare a profilului cat si formarea siajului si desprinderilor de pe pala. Siajul si vârtejurile formate la capătul palei (datorita diferenței de presiuni extrados/intrados) este transportat in aval si influențează negativ performanța rotorului, creând un efect de blocaj si scăzând debitul de aer ce intra in turbina.

Solverul selectat este unul bazat pe presiune, iar cuplajul viteza-presiune se realizează prin algoritmul "cuplat" fapt care crește de aproximativ 10-15 ori viteza de convergență față de algoritmii convenționali "SIMPLE" si "PISO", in schimb creste de aproximativ 2 ori necesarul de memorie. Cazurile actuale au necesitat aproximativ 35GB RAM, iar timpul de simulare pentru convergenta (scaderea reziduurilor cu 5 ordine de mărime si stabilizarea coeficienților aerodinamici) pe un procesor six-core la 3.2Ghz a necesitat mai mult de 72 de ore. Presupunerile făcute in setarea cazului de calcul se pot rezuma astfel:

- curgerea este in întregime turbulenta pe pala si nacela;
- curentul la infinit amonte este uniform si are o viteza de 10m/s;
- la infinit amonte fluctuațiile turbulenței au o intensitate de 1% fata de viteza medie;
- la infinit amonte presiunea este constantă si egală cu 101325 Pa, idem temperatura este 288.15K.
- curgerea este una staționară, deși avem rotație, siajul format are un caracter periodic, iar coeficienții aerodinamici nu mai variază după o anumita perioadă.



Figura 1. Detaliu domeniu si grila de calcul.



Figura 2. Detaliu domeniu si CAD

Rezultate numerice pe mai multe geometrii studiate.

Geometria 1. Are la baza 3 pale cu profilele aerodinamice NREL S813 si S814 cu o raza de 1m si un diametru de referință al generatorului electric de 0.5m.

Varianta 1.a fara placi de capat.



Figura 3. Geometrie CAD



Figura 4. Distribuția presiunii pe suprafață.

Simulările au fost rulate cu un raport al vitezelor la vârful palei (TSR) de 5, pentru o viteza de referință de 10 m/s, iar coeficientul de putere este Cp = 0.074. Coeficientul foarte mic de putere ne-a făcut sa investigăm posibilitatea folosirii plăcilor de capăt ca element de limitare a efectului de "anvergura finita", circulația care apare la capătul palei de pe intrados pe extrados duce la scăderea portantei si apariția rezistentei induse; factori ce scad momentul aerodinamic.





Figura 5. Geometrie CAD



Figura 6. Distribuția presiunii pe suprafață.

Deși se observa o îmbunătățire a performantelor, coeficientul de putere Cp = 0.09 obținut in aceste condiții este încă insuficient ceea ce ne duce la concluzia ca diametrul palelor in raport cu generatorul este prea mic, de aceea restul palelor studiate vor avea o raza de referință de 1.5m si o varianta mai avansata de nacela.

Geometria 2 După cum am spus raza palei a fost mărită la 1.5m si pentru completitudinea analizei au fost studiate si pofilele aerodinamice specifice aviației de tipul naca 23015. Diametrul generatorului electric este tot de 0.5m.



Variant 2.a fara placi de capat.

Figura 7. Geometrie CAD



Figura 8. Distributia presiunii pe suprafata.

Se observa o îmbunătățire a performanțelor aerodinamice cu o creștere a coeficientului de putere la Cp = 0.4107 pentru V=10m/s si TSR=7. Încercând sa îmbunătățim si mai mult performanțele studiem influenta plăcilor de capăt circulare.

Varianta 2.b cu placi de capat



Figura 9. Geometrie CAD



Contours of Static Pressure (pascal)

Figura 10. Distribuția presiunii pe suprafață.



Figura 11. Distribuția tensiunilor de frecare la suprafață. Se observa desprinderea startului limita la îmbinarea cu peretele.

Coeficientii de putere sunt rezumati mai jos.

TSR	V	Ср
7	4	0.4407
8	10	0.3254

Aceasta degradare a performanțelor la viteze ridicate se datorează desprinderilor ce apar la îmbinarea palei cu placa de capăt si generează o creștere a rezistentei la înaintare pe porțiunea de la vârful palei.

Întrucât se știe ca pofilele specifice aviației au o comportare slaba "in teren" datorita contaminării, in restul analizei am revenit la pale ce au la baza profile aerodinamice dedicate turbinelor eoliene si mai exact NREL S822 si S823.



Figura 12. Finețe aerodinamica. Degradarea performanțelor prin contaminare.

Geometria 3.1 Are la baza pale create folosind profilele aerodinamice din seria S822 si S823. Nacela generatorului electric rămâne aceeași cu un diametru de referință de 0.5m.



Figura 13. Geometrie CAD



Figura 14. Distribuția presiunii pe suprafață.

Coeficientul de putere este Cp = 0.4326 (TSR = 7 si V = 10m/s), fapt care este considerat mulțumitor pentru o turbina de aceste dimensiuni.

Geometria 3 .2 In acesta variație incrementala a geometriei s-a urmărit analiza performanțelor in cazul modificării nacelei generatorului electric la un diametru de referință de 0.4m. Forma palei rămâne in esență nemodificată.

Rezultatele sunt prezentate te in tabelul de mai jos.

TSR	V	Ср
7	4	0.3405
7	5	0.3976
7	7.5	0.4175
7	10	0.4298

In esență performanțele rămân nedegradate, abaterea fata de cazul anterior fiind in marja de eroare a simulării.

Geometria 3.3 Urmărește modificarea performanțelor in sensul simplificării nacelei generatorului electric si mai mult păstrând ca referință diametrul de 0.4m.



Figura 15. Geometrie CAD



Figura 16. Recirculația masiva din spatele palelor generează o scădere a performanțelor aerodinamice.

TSR	V	Ср
6	10	0.2943
7	10	0.3098
7	7	0.3409
7	4	0.2954

Geometria 3.4 Se revine la forma inițiala a nacelei si a palelor însă se modifică prinderea acestora, de la un cilindru cu secțiune circulara la un cilindru cu prindere eliptica.

Pe lângă varianta de baza a palei simple s-au analizat alte 3 posibile configurații: cu winglet, cu placa de capăt si cu corp de capăt.

Pala simpla.



Figura 17. Vorticitate in	plan median si	presiuni pe su	prafață. V =	10m/s, TSR = 7.
---------------------------	----------------	----------------	--------------	-----------------

TSR	V	Ср	Fx[N]
7	4	0.3868	63
7	7	0.42504	203
7	10	0.4317	424
6	10	0.3862	357
8	10	0.4072	469

Pala cu winglet







Contours of Static Pressure (pascal)

Figura 19. Detaliu winglet.

TSR	V	Ср
7	4	0.3867
7	10	0.4441

Pala cu placa de capat







Contours of Static Pressure (pascal)

Figura 21. Detaliu placa de capăt.

TSR	V	Ср
7	4	0.4001
7	10	0.36148

Pala cu corp de capat







Contours of Static Pressure (pascal)

Figura 23. Detaliu corp de capăt.

TSR	V	Ср
7	4	0.4009
7	10	0.376

Concluzie

Având in vedere performanțele aerodinamice ale geometrilor studiate pana acum se vor păstra doar configurația palei simple si cea cu winglet pentru analize suplimentare in tunel aerodinamic si pentru analiza acustica.