

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده مکانیک

رشته مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی

پایان نامه کارشناسی ارشد

**مدل سازی جریان اطراف روتور توربین بادی محور افقی با استفاده از توزیع
نیروی بیضوی در نظریه خط عملگر توسط نرم افزار اپن فوم**

نگارنده: محسن بوجاری

اساتید راهنما

دکتر علی عباس نژاد

دکتر ساسان سرمست

استاد مشاور

دکتر اسمعیل محمودی

شهریور ۱۳۹۵



مدیریت تحصیلات تکمیلی

باسمه تعالی

شماره:
تاریخ:
ویرایش:

فرم شماره ۷: صورتجلسه نهایی دفاع از پایان نامه دوره کارشناسی ارشد

با تأییدات خداوند متعال و با استعانت از حضرت ولی عصر (عج) ارزیابی جلسه دفاع از پایان نامه کارشناسی ارشد خانم / آقای محسن بوجاری به شماره دانشجویی ۹۳۰۴۰۵۴ رشته مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی تحت عنوان مدل سازی جریان اطراف روتور توربین بادی محور افقی با استفاده از توزیع نیروی بیضوی در نظریه خط عملگر توسط نرم افزار این فوم که در تاریخ ۱۳۹۵/۰۶/۱۵ با حضور هیأت محترم داوران در دانشگاه صنعتی شاهرود برگزار گردید به شرح ذیل اعلام می گردد:

<input type="checkbox"/> مردود	<input type="checkbox"/> دفاع مجدد	<input checked="" type="checkbox"/> امتیاز عالی (۱۹/۸۳)
		<input type="checkbox"/> عملی
		<input checked="" type="checkbox"/> نظری

- ۱- عالی (۲۰ - ۱۹)
 ۲- بسیار خوب (۱۸ - ۱۸/۹۹)
 ۳- خوب (۱۶ - ۱۷/۹۹)
 ۴- قابل قبول (۱۵ - ۱۵/۹۹)
 ۵- نمره کمتر از ۱۴ غیر قابل قبول

امضاء	مرتبه علمی	نام و نام خانوادگی	عضو هیأت داوران
	استادیار	دکتر علی عباس نژاد	۱- استاد راهنمای اول
	استادیار	دکتر ساسان سرمست	۲- استاد راهنمای دوم
	استادیار	دکتر اسمعیل محمودی	۳- استاد مشاور
	دانشیار	دکتر علی جباری مقدم	۴- نماینده شورای تحصیلات تکمیلی
	دانشیار	دکتر پوریا اکبرزاده	۵- استاد ممتحن اول
	دانشیار	دکتر علی سررشته داری	۶- استاد ممتحن دوم

نام و نام خانوادگی رئیس دانشکده:

تاریخ و امضاء و مهر دانشکده:

حاصل این کار را تقدیم میکنم به ...

پدر و مادر عزیزم،

پشتیبانان بی قید و شرط و همیشگی ام

خوشحدهایی که هرگاه دنیا بر ایم به تاریکی می گراید روشنای راهم بودند

و تنها ماوای امن من ...

امید که پاس کوچک مرا پذیرا باشند.

مشکر و قدردانی:

با ستایش و سپاس به درگاه ایزد منان که به من توانایی داد تا با استعانت از او بتوانم این پژوهش را به سرانجام برسانم، بر خود لازم می‌دانم از د لکرمی و تشویق اساتید بزرگوار می که در نگارش این مجموعه مرایاری نمودند:

استاد بزرگوار جناب آقای دکتر علی عباس نژاد که مسؤلیت راهنمایی این رساله را بر عهده گرفتند و در انجام مراحل این تحقیق صمیمانه وقت خود را در اختیار گذاشتند،

و نیز استاد ارجمند و شایسته جناب آقای دکتر اسمعیل محمودی که در کمال سع صدر و فروتنی، از پیچ کلمی در این عرصه دریغ ننمودند و مسؤلیت مشاوره این رساله را بر عهده گرفتند،

کمال قدردانی و امتنان را داشته باشم.

تعهدنامه

اینجانب محسن بوجاری دانشجوی دوره‌ی کارشناسی ارشد رشته‌ی مهندسی مکانیک-گرایش تبدیل انرژی دانشکده‌ی مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده‌ی پایان‌نامه‌ی مدل‌سازی جریان اطراف روتور توربین بادی محور افقی با استفاده از توزیع نیروی بیضوی در نظریه خط عملگر توسط نرم‌افزار اپن‌فوم، تحت راهنمایی دکتر علی عباس‌نژاد و دکتر ساسان سرمست متعهد می‌شوم.

- تحقیقات در این پایان‌نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش‌های محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است.
- مطالب مندرج در پایان‌نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است.
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می‌باشد و مقالات مستخرج با نام «دانشگاه صنعتی شاهرود» و یا «Shahrood University of Technology» به چاپ خواهد رسید.
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان‌نامه تأثیرگذار بوده‌اند در مقالات مستخرج از پایان‌نامه رعایت می‌گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان‌نامه، در مواردی که از موجود زنده (یا بافت‌های آن‌ها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است.
- در کلیه‌ی مراحل انجام این پایان‌نامه، در مواردی که به حوزه‌ی اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است.

تاریخ و امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

- کلیه‌ی حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه‌های رایانه‌ای، نرم‌افزارها و تجهیزات ساخته شده) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می‌باشد. این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان‌نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی‌باشد.

چکیده

توربین‌های بادی، از سازه‌های پیچیده در مبحث شبیه‌سازی عددی جریان می‌باشند. از سوی دیگر، گسترش روزافزون کاربرد انرژی بادی در جهان، منجر به ایجاد تقاضا برای به‌کارگیری مدل‌های دقیق‌تر و با کارایی بالاتر برای شبیه‌سازی توربین‌ها شده‌است. هدف این تحقیق، کاهش هزینه‌های محاسباتی شبیه‌سازی توربین‌های بادی با بهره‌گیری از مدل خط عملگر و نیز شناخت عوامل موثر بر شبیه‌سازی در این روش و در نهایت ارتقا مدل پایه است. در این پژوهش، با پیاده‌سازی روش خط عملگر در نرم‌افزار متن باز این فوم و نیز با استفاده از روش توزیع بیضوی جهت توزیع نیروی اعمالی بر خطوط عملگر، مدل‌سازی توربین بادی آزمون تجربی مکزیکو انجام شده است. روش خط عملگر، یکی از دقیق‌ترین مدل‌ها جهت تحلیل میدان جریان و پسابدهای جریان آشفته می‌باشد که نیاز به حل جریان در داخل لایه‌مرزی ندارد و به همین دلیل نسبت به مدل روتور کامل کارایی بیشتری دارد. در این روش می‌توان با دقت بالایی به مدل‌سازی اثرات یک توربین در جریان باد بدون نیاز به ساخت مدل هندسی از روتور توربین و فقط با استفاده از پارامترهای توربین پرداخت. همچنین به‌منظور تحلیل میدان جریان اطراف توربین و میدان پسابدها در پشت روتور، از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ استفاده شده است. شبیه‌سازی برای شرایط طراحی توربین یعنی سرعت ورودی 15 (m/s) و حالت جریان مستقیم صورت گرفت. به‌صورت کلی، در روند تخمین نتایج، همگرایی نسبتاً خوبی بین آزمون تجربی و شبیه‌سازی صورت گرفته مشاهده شد و خصوصیات اصلی جریان به‌درستی ثبت و محاسبه شدند. پیش‌بینی میدان سرعت پسابدها با استفاده از شبکه‌بندی بهبودیافته در اطراف روتور نسبت به حالت شبکه‌بندی یکنواخت با دقت بالاتری انجام شد و نتایج خطای کمتری داشت. بیشترین میزان بهبود نتایج، مربوط به حالت سرعت در راستای طولی جریان و به میزان ۱۷٪ بود. استفاده از داده‌های اصلی و اصلاح‌نشده هوابرها، همچنین ساده‌سازی‌های انجام‌شده برای نواحی انتقالی بین آن‌ها در طول پره، منجر به عدم تطابق کامل نتایج مشخصات عملکردی پیش‌بینی‌شده با مقادیر آزمون تجربی شد.

به‌طوریکه مدل پیاده‌سازی شده، ضریب توان خروجی، گشتاور و نیروی رانش توربین را کمی بیش‌تر از مقدار آزمون تجربی پیش‌بینی کرد. این مقادیر برای کمیت‌های فوق به ترتیب ۱۱۱٪، ۱۰۳٪ و ۹۹٪ بود. نیروهای عمودی و مماسی اعمال‌شده بر پره‌ها در ناحیه خارجی پره، مقداری بزرگ‌تر از نتایج آزمون تجربی داشتند که این امر در فرآیند بازگشتی حل معادلات مومنتم، بر افت تکانه پساب‌ها تاثیر مستقیم داشت. هرچند اعمال تغییراتی همچون افزایش تعداد المان‌های خطوط عملگر، کاهش اندازه شبکه‌بندی و استفاده از توزیع نیروی بیضوی منجر به بهبود نتایج به‌خصوص در ناحیه نوک پره شد، ولی مدل همچنان مقداری بیش‌ازاندازه واقعی برای موارد فوق پیش‌بینی کرد. بیشترین میزان بهبود نتایج برای نیروهای عمودی و مماسی به ترتیب ۱۵٪ و ۶۵۷٪ بود. مقایسه نتایج حاصل از شبیه‌سازی توسط دو مدل خط عملگر پایه و خط عملگر با توزیع بیضوی نشان داد، نمی‌توان پارامتر عرض تصویر نیرو را طبق مدل پایه تنها بر اساس اندازه شبکه‌بندی مساله انتخاب نمود، بلکه بمنظور افزایش دقت محاسبات باید در فرآیند تعیین آن فاکتور طول وتر پره را نیز لحاظ کرد. این نتیجه، بر اساس دو واقعیت که اولاً، تعیین عرض تصویر نیرو بر اساس طول وتر پره، نتایجی نزدیک‌تر به آزمون تجربی داشت؛ ثانیاً، تعیین عرض تصویر نیرو تنها بر اساس اندازه شبکه‌بندی، این واقعیت که آیا توزیع نیروهای اعمالی روی پره، منطبق با هندسه واقعی آن انجام شده است را تضمین نمی‌کند، بدست آمد. در نهایت، با توجه به نتایج شبیه‌سازی صورت‌گرفته مشاهده شد، مدل خط عملگر همراه با توزیع نیروی بیضوی، به‌خوبی توانست میدان جریان پساب‌های پشت روتور و پارامترهای عملکردی توربین را تخمین بزند و در مبحث شبیه‌سازی توربین‌های بادی، به‌عنوان یک روش کارا مورد استفاده قرار بگیرد.

واژگان کلیدی: مدل خط عملگر، شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، توربین بادی مکزیکو، پساب

مقالات استخراج شده

- مدل سازی پساباد توربین بادی آزمون مکزیکو با استفاده از توزیع نیروی بیضوی در مدل خط عملگر در نرم افزار اپن فوم. (مجله مهندسی مکانیک مدرس، دوره ۱۶، شماره ۹)

فهرست مطالب

ز	چکیده
ط	فهرست مقالات استخراج شده
ی	فهرست مطالب
ن	فهرست اشکال و جداول
ق	فهرست علائم
۱	فصل اول : مقدمه‌ای بر توربین‌های بادی
۲	۱-۱ مقدمه
۳	۲-۱ اقسام توربین‌های بادی
۳	۱-۲-۱ توربین‌های محور افقی
۴	۲-۲-۱ توربین‌های محور عمودی
۵	۳-۱ تعاریف بنیادی در آیرودینامیک توربین‌های بادی
۸	۴-۱ گردابه‌ها در توربین‌های بادی
۱۰	۵-۱ مروری بر پیشینه تحقیق
۱۶	۶-۱ اهداف و نوآوری تحقیق
۱۷	۷-۱ روش تحقیق

فصل دوم : روش های عددی شبیه سازی توربین های بادی..... ۱۹

۱-۲ مقدمه..... ۲۰

۲-۲ تئوری تکانه خطی (بتز)..... ۲۰

۳-۲ تئوری المان پره..... ۲۴

۴-۲ تئوری تکانه اجزاء پره..... ۲۸

۵-۲ تئوری دیسک عملگر..... ۲۹

۶-۲ تئوری خط عملگر..... ۳۳

۱-۶-۲ روش های مختلف انتخاب پارامتر E..... ۳۶

۷-۲ تئوری سطح عملگر..... ۳۹

فصل سوم : معرفی شرایط و نحوه مدل سازی مسأله..... ۴۱

۱-۳ مقدمه..... ۴۲

۲-۳ نرم افزار شبیه سازی..... ۴۲

۳-۳ معادلات، روند حل و الگوریتم شبیه سازی..... ۴۳

۱-۳-۳ روند حل معادلات و انتخاب حلگر..... ۴۴

۲-۳-۳ الگوریتم شبیه سازی..... ۴۸

۴-۳ آزمون تجربی..... ۴۹

۵-۳ مدل سازی آشفستگی..... ۵۶

۱-۵-۳ روش میانگین رینولدز..... ۵۷

۵۷	۱-۱-۵-۳ مدل های لزجت گردابه
۵۸	۲-۱-۵-۳ مدل های تنش رینولدز
۵۸	۲-۵-۳ روش شبیه سازی گردابه بزرگ
۶۰	۱-۲-۵-۳ مدل های مقیاس زیر شبکه
۶۲	۶-۳ دامنه حل و شبکه بندی
۶۴	۷-۳ شرایط مرزی
۶۵	فصل چهارم : نتایج شبیه سازی
۶۶	۱-۴ مقدمه
۶۷	۲-۴ نتایج تخمین پسیباده
۶۷	۱-۲-۴ مطالعه شبکه بندی
۷۶	۲-۲-۴ مطالعه تعداد المان
۸۴	۳-۲-۴ مطالعه گام زمانی حل
۹۶	۳-۴ نتایج تخمین نیروها
۹۶	۱-۳-۴ مطالعه شبکه بندی
۹۸	۲-۳-۴ مطالعه پارامتر عرض تصویر نیرو (E)
۱۰۰	۳-۳-۴ مطالعه تعداد المان
۱۰۳	۴-۴ توان، گشتاور، نیروی رانش
۱۰۳	۱-۴-۴ مطالعه تعداد المان

۲-۴-۴ مطالعه پارامتر عرض تصویر نیرو (E)..... ۱۰۶

فصل پنجم: نتیجه گیری و پیشنهادها..... ۱۱۱

۱-۵ نتیجه گیری..... ۱۱۲

۲-۵ پیشنهادات..... ۱۱۴

پیوست الف..... ۱۱۶

مراجع..... ۱۲۰

فهرست اشکال و جداول

- شکل ۱-۱ توربین بادی محور افقی..... ۴
- شکل ۱-۲ توربین بادی محور عمودی؛ الف) توربین بادی داریوس ب) توربین بادی ساونیوس..... ۵
- شکل ۱-۳ تشکیل گردابه در پشت روتور توربین..... ۹
- شکل ۱-۲ نمایش مقطع طولی تونل جریان جهت اعمال قانون برنولی و اجزاء حلقوی دوار در نظریه تعادل تکانه..... ۲۱
- شکل ۲-۲ نمایش اجزاء پره و نحوه سازماندهی ضرایب برآ و پسای هوا بر جهت محاسبه نیروی محوری و گشتاور..... ۲۴
- شکل ۲-۳ نمایش جهت سرعت و نیروها در سطح مقطع هوا بر..... ۳۰
- شکل ۲-۴ شماتیک روش دیسک عملگر در شبیه‌سازی روتور توربین بادی..... ۳۲
- شکل ۲-۵ مبانی روش دیسک عملگر و نحوه توزیع نیروی حجمی..... ۳۲
- شکل ۲-۶ شماتیک روش خط عملگر در شبیه‌سازی روتور توربین بادی..... ۳۴
- شکل ۲-۷ کاربرد روش خط عملگر در مدل‌سازی نیروهای اعمالی بر یک پره (راست) - نیروهای آئرو دینامیکی روی المان دوبعدی هوا بر (چپ)..... ۳۵
- شکل ۲-۸ شماتیکی از مراحل مدل‌سازی در روش خط عملگر..... ۳۵
- شکل ۲-۹ توزیع بیضوی پارامتر E ۳۸
- شکل ۲-۱۰ مقایسه نحوه اعمال نیرو در روش‌های دیسک عملگر (AD)، خط عملگر (AL)، سطح عملگر (AS)..... ۳۹
- شکل ۳-۱ الگوریتم بکار رفته در برنامه جهت مدل‌سازی با استفاده از حلگر pisoFoam..... ۴۸
- شکل ۳-۲ تونل باد DNW/LLF، بزرگترین تونل باد اروپا..... ۴۹
- شکل ۳-۳ توربین بادی آزمون مکزیکو..... ۵۰

- شکل ۳-۴ هندسه سه هوابر استفاده شده در توربین بادی آزمون مکزیکو.....۵۱
- شکل ۳-۵ تغییرات ضرایب برآ و پسا از سمت مرکز دوران هوابر اول، DU91-W2-250.....۵۱
- شکل ۳-۶ تغییرات ضرایب برآ و پسا از سمت مرکز دوران هوابر دوم، RISØ A1-21.....۵۲
- شکل ۳-۷ تغییرات ضرایب برآ و پسا از سمت مرکز دوران هوابر سوم، NACA64-418.....۵۲
- شکل ۳-۸ تغییرات زاویه گام محلی در طول پره توربین بادی.....۵۳
- شکل ۳-۹ تغییرات وتر(کورد) در طول پره توربین.....۵۳
- شکل ۳-۱۰ پره توربین آزمون مکزیکو به ترتیب تفکیک هوابرها.....۵۴
- شکل ۳-۱۱ الف: ۲۵ و ۳۵ درصد فاصله از ابتدای پره، و همچنین فضای موجود درون پره را نشان می‌دهد، ب: نمایش حسگرهای فشار کولیت که در لبه جلوی هوابر بافاصله و در پهنای هوابر به صورت آنی نصب شده‌اند.....۵۵
- شکل ۳-۱۲ ابعاد دامنه حل مسأله و محل استقرار توربین.....۶۲
- شکل ۳-۱۳ ابعاد کلی دامنه و نحوه بلوک‌بندی.....۶۳
- شکل ۳-۱۴ استفاده از شبکه‌بندی بهبودیافته در اطراف توربین.....۶۳
- شکل ۴-۱ توزیع سرعت محوری در مقطع $r = 1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی یکنواخت.....۶۸
- شکل ۴-۲ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r = 1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی یکنواخت.....۶۹
- شکل ۴-۳ توزیع سرعت محوری در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی یکنواخت.....۷۰
- شکل ۴-۴ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی یکنواخت.....۷۱

- شکل ۴-۵ توزیع سرعت محوری در مقطع $r = 1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی غیر یکنواخت..... ۷۲
- شکل ۴-۶ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r = 1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی غیر یکنواخت..... ۷۳
- شکل ۴-۷ توزیع سرعت محوری در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی غیر یکنواخت..... ۷۴
- شکل ۴-۸ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی غیر یکنواخت..... ۷۵
- شکل ۴-۹ توزیع سرعت محوری در مقطع $r = 1.37697(m)$ و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی یکنواخت..... ۷۶
- شکل ۴-۱۰ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r = 1.37697(m)$ و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی یکنواخت..... ۷۷
- شکل ۴-۱۱ توزیع سرعت محوری در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی یکنواخت..... ۷۸
- شکل ۴-۱۲ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی یکنواخت..... ۷۹
- شکل ۴-۱۳ توزیع سرعت محوری در مقطع $r = 1.37697(m)$ و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی غیر یکنواخت..... ۸۰
- شکل ۴-۱۴ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r = 1.37697(m)$ و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی غیر یکنواخت..... ۸۱
- شکل ۴-۱۵ توزیع سرعت محوری در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی غیر یکنواخت..... ۸۲

- شکل ۴-۱۶ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی غیر یکنواخت.....۸۳
- شکل ۴-۱۷ توزیع سرعت محوری در مقطع $r = 1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف گام زمانی در شبکه‌بندی یکنواخت.....۸۴
- شکل ۴-۱۸ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r = 1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف گام زمانی در شبکه‌بندی یکنواخت.....۸۵
- شکل ۴-۱۹ توزیع سرعت محوری در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی یکنواخت.....۸۶
- شکل ۴-۲۰ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی یکنواخت.....۸۷
- شکل ۴-۲۱ توزیع سرعت محوری در مقطع $r = 1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف گام زمانی در شبکه‌بندی غیر یکنواخت.....۸۸
- شکل ۴-۲۲ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r = 1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف گام زمانی در شبکه‌بندی غیر یکنواخت.....۸۹
- شکل ۴-۲۳ توزیع سرعت محوری در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی غیر یکنواخت.....۹۰
- شکل ۴-۲۴ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی غیر یکنواخت.....۹۱
- شکل ۴-۲۵ تشکیل و گسترش پسابدها در پشت روتور با استفاده از روش شبیه‌سازی آشفتگی RANS.....۹۳
- شکل ۴-۲۶ تشکیل و گسترش پسابدها در پشت روتور با استفاده از روش شبیه‌سازی آشفتگی LES.....۹۳

- شکل ۴-۲۷ کانتورهای ورتیه سسته در پشت روتور توربین؛ الف- 0(m) ؛ ب- 0.1(m)؛ ج- 1(m)؛
 د- 2(m)؛ ه- 4(m)؛ و- 6(m)..... ۹۴
- شکل ۴-۲۸ الف- کانتورهای هم‌سطح ورتیه سسته (گردابه) و ساختار پسباده‌ها در پشت روتور
 توربین؛ ب- ترکیب کانتورهای هم‌سطح ورتیه سسته با کانتور اندازه سرعت..... ۹۵
- شکل ۴-۲۹ توزیع نیروی عمودی بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی..... ۹۶
- شکل ۴-۳۰ توزیع نیروی مماسی بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی..... ۹۷
- شکل ۴-۳۱ توزیع نیروی عمودی بازای انواع مختلف پارامتر E..... ۹۸
- شکل ۴-۳۲ توزیع نیروی مماسی بازای انواع مختلف پارامتر E..... ۹۹
- شکل ۴-۳۳ توزیع نیروی عمودی بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره..... ۱۰۰
- شکل ۴-۳۴ توزیع نیروی مماسی بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره..... ۱۰۱
- شکل ۴-۳۵ توزیع نیروی حجمی تصویر شده بر خطوط عملگر با استفاده از E بر اساس اندازه
 شبکه بندی ۱۰۲
- شکل ۴-۳۶ توزیع نیروی حجمی تصویر شده بر خطوط عملگر با استفاده از E بیضوی..... ۱۰۲
- شکل ۴-۳۷ ضریب توان توربین بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و تعداد المان پره..... ۱۰۴
- شکل ۴-۳۸ ضریب گشتاور بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و تعداد المان پره..... ۱۰۵
- شکل ۴-۳۹ ضریب نیروی رانش بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و تعداد المان پره..... ۱۰۶
- شکل ۴-۴۰ ضریب توان توربین بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و پارامتر E..... ۱۰۷
- شکل ۴-۴۱ ضریب گشتاور توربین بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و پارامتر E..... ۱۰۸
- شکل ۴-۴۲ ضریب نیروی رانش بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و پارامتر E..... ۱۰۹
- جدول ۳-۱ شرایط مرزی مورد استفاده در شبیه‌سازی..... ۶۴
- جدول ۴-۱ عوامل موثر در شبیه‌سازی به روش خط عملگر..... ۶۶

فهرست علائم

مساحت	A
شاخص القایی محوری	a
شاخص دورانی	\acute{a}
شاخص القایی محوری در زمان جدا شدن	a_c
تعداد پره‌های روتور توربین	B
وتر پره توربین	C
کسینوس زاویه دوران	c
طول متوسط وتر پره توربین	\bar{C}
ضریب رانش	C_D
ضریب پسا	C_d
ضریب برآ	C_l
ضریب توان	C_P
ثابت اسماگورینسکی	C_S
ضریب گشتاور	C_t
فاصله مرکز سلول تا المان روی خط عملگر	d
المان مساحت	dA
جزء نیروی پسا	dD
جزء نیروی محوری	dF_x
جزء نیروی مماسی	dF_θ
جزء تکرانه زاویه‌ای	dL
جزء نیروی برآ	dl
جزء توان خروجی توربین بادی	dP
جزء زمان	dt
بردار یکه در جهت نیروی پسا	e_D
بردار یکه در جهت نیروی برآ	e_L
نیروی دو بعدی هوابر	f_{2D}
توزیع نیرو در روش سطح عملگر	$f_{dist}(\zeta)$
نیروی خطوط عملگر	f_ε

تابع فیلترکننده	G
اینرسی دورانی	I
انرژی جنبشی آشفستگی	K
انرژی جنبشی جریان باد	KE
تکانه زاویه‌ای	L
طول اختلاط	L_S
جرم	m
نرخ جرم	\dot{m}
توان خروجی توربین بادی	P
فشار جریان باد	p
شار	q
شعاع کل پره توربین بادی	R
شعاع پره توربین بادی در هر نقطه مشخص	r
سینوس زاویه دوران	S
تانسور تنش	\bar{S}
گشتاور	T
سرعت فیلترشده	\bar{U}
سرعت محوری در راستای طول جریان	u
سرعت جریان باد در صفحه روتور	V
سرعت شعاعی در راستای امتداد طول پرها	v
سرعت جریان آزاد باد	V_∞
برایند سرعت باد برخورد کرده با پره توربین بادی	W
زاویه حمله	α
زاویه گام محلی	β
طول سلول در شبکه‌بندی	Δ
طول المان خط عملگر	Δd
زاویه میچ	δ
زاویه گام	γ
زاویه دوران	θ
نسبت سرعت نوک	λ

زاویه جریان	ϕ
چگالی هوا	ρ
ضریب پری پره	σ
تنش درهمی	τ_{ij}
لزجت دینامیکی درهمی	μ_t
لزجت سینماتیکی درهمی	ν_t
پارامتر عرض تصویر نیرو	ε
سرعت دورانی روتور توربین بادی	Ω
سرعت دورانی گردابه	ω
نسبت منظری	AR
دیسک عملگر	AD
خط عملگر	AL
سطح عملگر	AS
مقیاس زیرشبکه	SGS
نسبت سرعت نوک پره	TSR

فصل اول:

مقدمه‌ای بر توربین‌های بادی

۱-۱ مقدمه

پیشرفت فناوری، افزایش خدمات رفاهی و در نتیجه بهبود سطح آسایش افراد باعث شده است تا نیاز روزافزون جوامع بشری به انرژی افزایش یابد. از طرفی دیگر، از جمله چالش‌هایی که در قرن معاصر ملت‌ها با آن روبرو هستند، کاهش منابع سوخت‌های فسیلی است که بخش عظیمی از منابع تولید انرژی به حساب می‌آیند. مصرف این‌گونه از منابع انرژی باعث بروز مسائل مربوط به آلودگی محیط‌زیست مانند پدیده گرمایش جهانی^۱ زمین، آسیب لایه اوزون و از بین رفتن منابع طبیعی مانند جنگل‌ها، مراتع و دریاها شده است. لذا برای بالا بردن سطح کیفیت زندگی انسان‌ها و همچنین حرکت در مسیر از بین بردن چالش‌های یادشده، می‌بایست منابع انرژی‌های فسیلی با منابع انرژی پاک، ارزان و تجدید پذیر جایگزین شود. انرژی‌های نو مانند انرژی خورشیدی، باد، آب، زیست‌توده و زمین‌گرمایی که بیشتر به صورت متداول مورد بهره‌برداری قرار می‌گیرند، به‌عنوان انرژی‌های آینده شناخته می‌شوند. این انرژی‌ها پاک و با حداقل آلودگی محیط‌زیست می‌باشند.

پیشرفت در زمینه انرژی باد باعث افزایش بازده انرژی توربین‌های بادی و در نتیجه کاهش قیمت تمام‌شده انرژی شده است و باعث شده تا انرژی باد به‌عنوان یکی از منابع انرژی‌های تجدید پذیر با سرعت قابل توجه نسبت به سایر انرژی‌های تجدید پذیر در دهه‌های اخیر رشد کند. به‌گونه‌ای که کشورهای صنعتی و بادخیز مانند آلمان، دانمارک، انگلستان، اسپانیا، چین، ایالات متحده آمریکا و... با افزایش مزارع بادی^۲ خود مقدار قابل توجهی از انرژی موردنیاز خود را تأمین می‌کنند. همچنین در کشور ایران با توجه به اینکه مناطق بادخیز و مستعد راه‌اندازی مزارع بادی زیاد می‌باشند، و از طرفی دیگر با سیاست‌های مفیدی که قانون‌گذاران جهت استفاده حداکثر از انرژی‌های تجدید پذیر تدوین نموده‌اند، بستر مناسبی برای بهره‌برداری از این انرژی پاک در کشور فراهم است.

^۱ Global Warming

^۲ Wind Farms

یکی از قدم‌های مهم برای بومی‌سازی این فناوری و در نتیجه افزایش پایگاه‌های بادی کشور و کاهش قیمت تمام‌شده این انرژی، توسعه مدل‌های ریاضی جهت شبیه‌سازی توربین‌های و به‌طور کلی مزارع بادی در شرایط مختلف آب و هوایی و مکانی است.

۱-۲ اقسام توربین‌های بادی

اگرچه طراحی‌های مختلفی برای توربین بادی موجود است، ولی به‌طور عمده و بر اساس جهت محور چرخش نسبت به جهت وزش باد، به دو دسته کلی زیر تقسیم‌بندی می‌شوند:

۱- محور افقی^۱

۲- محور عمودی^۲

جریان هوا بر روی هر سطحی دو نوع نیروی آئرو‌دینامیکی بانام‌های نیروی برآ^۳ و پسا^۴ به وجود می‌آورد که نیروی پسا در جهت جریان باد است و نیروی برآ عمود بر جریان باد می‌باشد. یکی از این نیروها یا هر دو بسته به مدل توربین بادی می‌توانند نیروی موردنیاز برای چرخش پره‌های توربین‌های بادی را تأمین نمایند.

۱-۲-۱ توربین‌های محور افقی

ویژگی روتورهای توربین‌های محور افقی جدید بسیار شبیه ملخ هواپیما می‌باشد. جریان هوا روی مقطع آئرو‌دینامیکی شکل پره‌ها حرکت می‌کند و نیروی برآ را به وجود آورده که باعث چرخش روتور می‌گردد. ناسل^۵ توربین‌های محور افقی محلی برای گیربکس و ژنراتور می‌باشد.

^۱ Horizontal Axis Wind Turbines

^۲ Vertical Axis Wind Turbines

^۳ Lift force

^۴ Drag force

^۵ Nacelle

توربین‌های محور افقی باید سیستمی برای تنظیم جهت قرار گرفتن در مقابل باد داشته باشند که به آن مکانیزم یاوینگ^۱ می‌گویند. به طوری که کل ناسل می‌تواند به سمت باد بچرخد. در توربین‌های کوچک بادنما^۲ این کنترل را بر عهده دارد. ولی در سیستم‌های متصل به شبکه سیستم کنترل یاو فعال می‌باشد که به وسیله حسگرهای تعیین‌کننده جهت باد و موتورها، ناسل به سمت جریان باد می‌چرخد.



شکل ۱-۱ توربین بادی محور افقی^۳

۱-۲-۲ توربین‌های محور عمودی

این توربین‌ها به دو نوع اصلی ساونیوس^۴ و داریوس^۵ تقسیم‌بندی می‌شوند. ساونیوس مانند یک چرخ آب با نیروی پسا کار می‌کند درحالی‌که داریوس از تیغه‌هایی مشابه توربین‌های محور افقی استفاده می‌کند. توربین‌های محور عمودی بسیار نزدیک به زمین قرار می‌گیرند که از مزیت‌های آن قرار دادن تجهیزات سنگین آن از جمله گیربکس و ژنراتور نزدیک به سطح زمین می‌باشد، هرچند که شدت باد در سطح زمین کمتر است و در نتیجه برق کمتری تولید خواهد نمود.

^۱ yawing

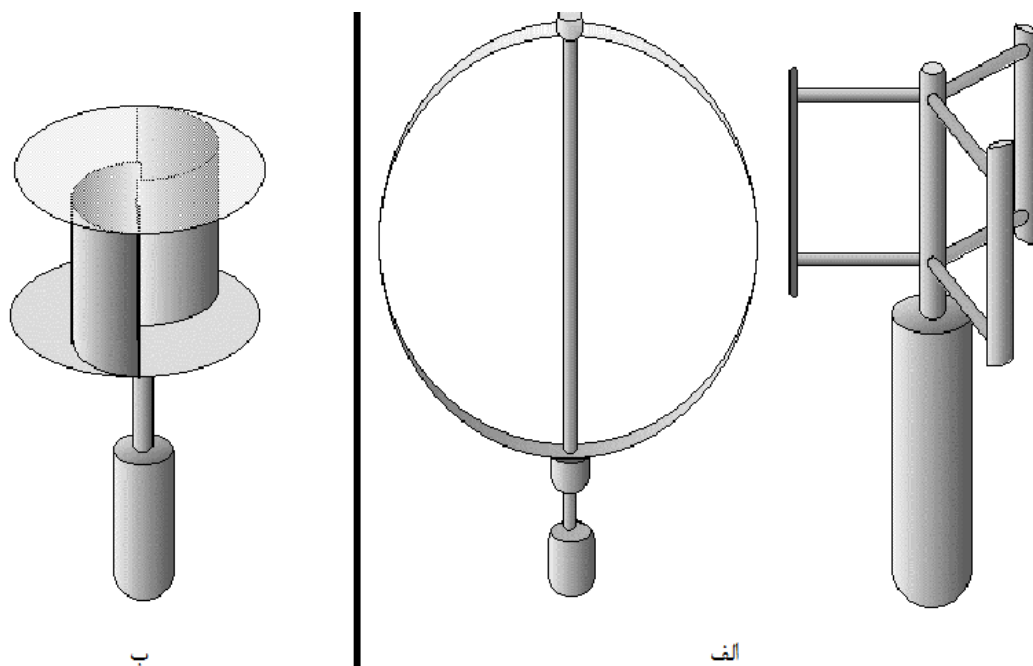
^۲ vane

^۳ <http://www.energiwende-infos.de>

^۴ Savonius

^۵ Darrieus

از دیگر مزایای این نوع توربین‌ها می‌توان به نیاز نداشتن سیستم یاو اشاره کرد. چراکه این نوع توربین‌ها، باد را از هر جهت مهار می‌کنند و این مزیت برتری بسیاری نسبت به کمبوده‌های آن دارد. از کمبوده‌های آن می‌توان به این مورد اشاره نمود که این نوع توربین‌ها به طور خودکار مانند توربین‌های محور افقی شروع به کار نمی‌کنند.



شکل ۱-۲ توربین‌های محور عمودی - الف) توربین بادی داریوس ب) توربین بادی ساوونیوس

۳-۱ تعاریف بنیادی در آئرو دینامیک توربین‌های بادی

اصول کار توربین‌های بادی بر اساس استخراج انرژی جنبشی باد و تبدیل آن به انرژی الکتریکی می‌باشد. افزایش در انرژی جنبشی هوا توسط نیروی اعمالی پره‌ها روی جریان ایجاد می‌شود که این امر به کاهش فشار جریان منجر می‌گردد. همچنین با عبور جریان باد از میان روتور توربین یک گشتاور و رانش در پره‌ها ایجاد می‌شود که تولید توان به وسیله آن‌ها صورت می‌گیرد.

پارامترهای بکار رفته در محاسبات توان تولیدی و سایر مشخصات توربین‌های بادی عبارت‌اند از:

- نسبت سرعت نوک پره

نسبت سرعت نوک پره^۱ (λ) به صورت نسبت بین سرعت نوک پره (سرعت مماسی) و سرعت باد اولیه ورودی به توربین تعریف می‌شود.

$$\lambda = \frac{r \Omega}{V_{\infty}} \quad (1-1)$$

در رابطه ۱-۱، Ω سرعت دورانی، r شعاع پره و V_{∞} سرعت جریان آزاد باد است. برای توربین‌های جدید مقدار متداول این پارامتر بین ۶ تا ۸ می‌باشد.

- ضریب القایی محوری^۲

کاهش نسبی سرعت باد در صفحه روتور توربین به سرعت جریان آزاد به صورت ضریب القایی محوری تعریف می‌شود.

$$a = \frac{V_{\infty} - V}{V_{\infty}} \quad (2-1)$$

در رابطه ۲-۱، V_{∞} سرعت جریان آزاد و V سرعت در صفحه روتور است و به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$V = \frac{1}{2}(V_{\infty} + V_3) \quad (3-1)$$

در رابطه ۳-۱، V_{∞} و V_3 به ترتیب سرعت جریان آزاد و سرعت جریان در پایین دست می‌باشند. ضریب القایی محوری مستقیماً میزان توان خروجی توربین را مشخص می‌کند.

^۱ Tip Speed Ratio

^۲ Induction Factor

- ضریب توان

میزان بهره‌وری مفید یک توربین بادی را با ضریب توان (C_p) نشان می‌دهند که به صورت توان استخراج شده توسط روتور به کل توان موجود در جریان باد و مطابق رابطه ۴-۱ تعریف می‌شود.

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho A V_\infty^3} \quad (4-1)$$

که در آن ρ چگالی هوا، A مساحت پوشش داده شده توسط پره‌ها و V_∞ سرعت جریان آزاد است. مطابق رابطه ۵-۱، ضریب توان را می‌توان بر اساس فاکتور القایی محوری نیز بیان کرد:

$$C_p = 4a(1-a)^2 \quad (5-1)$$

بر اساس تئوری حد بتز^۱ ضریب توان برای یک توربین ایده‌آل نمی‌تواند بیشتر از ۰/۵۹۲۵ باشد. عوامل زیر بر روی کاهش ضریب توان مؤثر هستند:

- گردابه‌های^۲ تشکیل شده در پشت روتور توربین

- توزیع فشار غیریکنواخت در صفحه روتور توربین

- تعداد پره‌های توربین و تلفات نوک آن‌ها

توان خروجی حاصل از یک توربین بادی توسط رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$P = KE \times C_p = \frac{1}{2} m V_\infty^2 C_p = \frac{1}{2} (\rho A V_\infty) V_\infty^2 C_p = \frac{1}{2} \rho \pi r^2 V_\infty^3 C_p \quad (6-1)$$

^۱ Betz Limit

^۲ Wakes

در رابطه ۱-۶، مقدار انرژی جنبشی در ۱ ثانیه، C_p ضریب توان، m^3 دبی جرمی جریان، V_∞ سرعت جریان آزاد، ρ چگالی هوا، A مساحت پوشش داده شده توسط پره‌های توربین و r شعاع پره‌ها است. معادله فوق نشان می‌دهد که تغییر در اندازه سرعت بزرگ‌ترین تأثیر را روی توان خروجی دارد که همین موضوع نشانگر اهمیت انتخاب محل مناسب برای نصب یک توربین بادی می‌باشد. ضریب توان بین ۰ تا ۰/۶ تغییر می‌کند و چگالی هوا معمولاً برابر ۱ تا ۱/۲ در نظر گرفته می‌شود. بنابراین تأثیر چندانی روی میزان توان خروجی ندارند. بنابراین تغییر شعاع روتور به نظر آسان‌ترین راه برای افزایش کارایی توربین می‌باشد.

۱-۴ گردابه‌ها در توربین‌های بادی

برخورد جریان باد با روتور توربین باعث کاهش سرعت جریان آزاد می‌شود. ایجاد این جریان با سرعت کاهش یافته را پدیده تشکیل گردابه در توربین‌های بادی نامیده‌اند. تحت این شرایط جریان گذرنده از توربین بر روی ناحیه پایین دست^۱ تأثیرگذار خواهد بود بطوریکه باعث ایجاد جریان آشفته^۲ و همچنین افت سرعت جریان می‌شود. این کاهش سرعت به صورت قابل ملاحظه‌ای منجر به اتلاف توان خروجی توربین می‌شود. از طرفی جریان آشفته ایجاد شده نیز منجر به نوسانی شدن بارهای وارده روی پره‌های توربین و ایجاد پدیده خستگی^۳ و در نتیجه آن کاهش عمر پره‌ها می‌گردد. به طور متداول مطالعه گردابه‌ها را به ۲ تا ۳ ناحیه تقسیم‌بندی می‌کنند که شامل ناحیه گردابه‌های دور^۴، ناحیه گردابه‌های نزدیک^۵ و ناحیه گذار^۶ می‌شود.

^۱ Down Stream

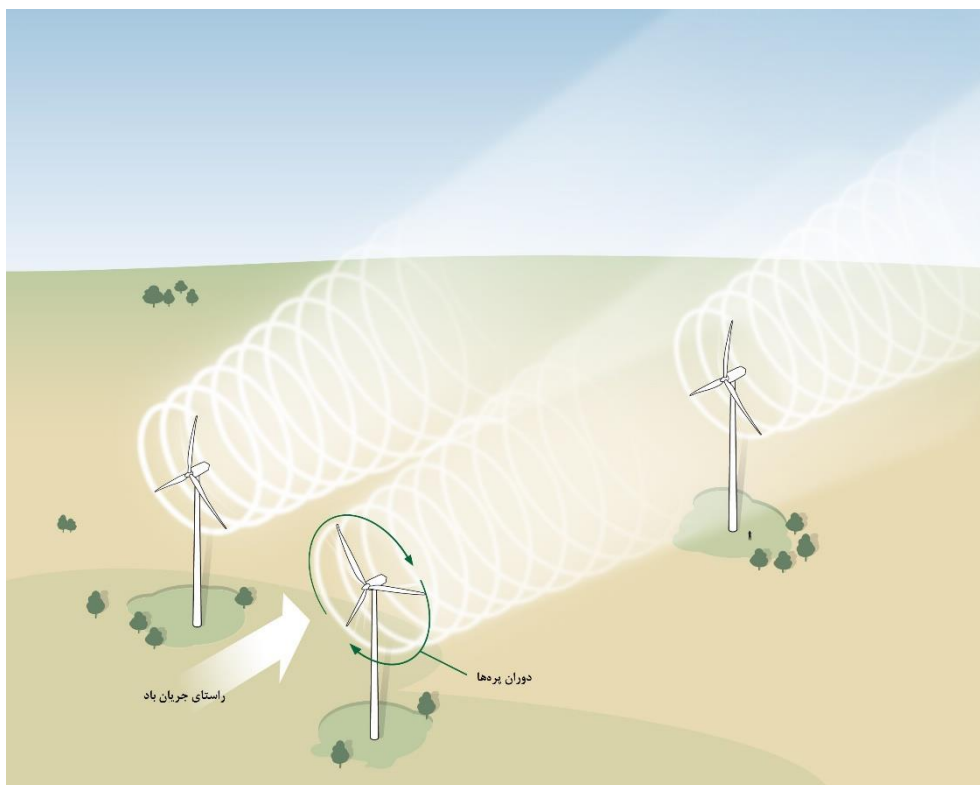
^۲ Turbulent

^۳ Fatigue

^۴ Far Wake

^۵ Near Wake

^۶ Transient



شکل ۱-۳ تشکیل گردابه در پشت روتور توربین [۱]

در ناحیه نزدیک به توربین، گردابه‌ها مستقیماً تحت تأثیر هندسه روتور و آئرودینامیک پره‌ها (شامل تعداد پره و نوع سطح مقطع هر قسمت) می‌باشند. بسته به شرایط جریان ورودی طول این قسمت از ۱ برابر قطر روتور تا چندین برابر اندازه قطر می‌تواند متغیر باشد. تحلیل جریان در این ناحیه بیشتر مرتبط با پارامترهای عملکردی توربین و نحوه گسترش و پیشروی گردابه‌ها است.

گردابه‌های دوردست به صورت ناحیه‌ای بعد از گردابه‌های نزدیک تعریف می‌شود که تا ناپدید شدن کامل گردابه‌ها ادامه می‌یابد. تمرکز مطالعه در این قسمت بیشتر بر روی مدل‌سازی گردابه‌ها و اثرات توربین روی محیط اطراف آن می‌باشد.

در این پژوهش، شبیه‌سازی و بررسی الگوی رفتاری گردابه‌های نزدیک مورد توجه قرار گرفته است.

۱-۵ مروری بر پیشینه تحقیق

روش‌های عددی در طراحی توربین‌های بادی از اواسط قرن نوزدهم با به‌کارگیری تئوری تکانه (مؤنتم) شروع شد و به تدریج با ارائه مدل‌های تکامل‌یافته‌تر مانند تئوری تکانه اجزاء پره^۱ (BEM) گسترش یافت [۲].

اولین مدل برای تحلیل ساده یک توربین بادی توسط بتز و همکارانش در سال ۱۹۲۶ ارائه شد که می‌توانست توان یک توربین بادی ایده‌آل را محاسبه کند. این مدل ساده بر اساس تئوری مؤنتم خطی بنا نهاده شده است [۳].

تئوری تکانه اجزاء پره برای اولین بار توسط گلارت^۲ ارائه شد. این نظریه از ترکیب دو روش به دست می‌آید، روش اول تعادل تکانه یا مؤنتم خطی و روش دوم اجزاء پره برای یک روتور ایده‌آل می‌باشد. تئوری BEM روشی سریع و ساده جهت محاسبه سرعت جریان محلی و بارهای آئرو دینامیکی وارده بر روتور و عملکرد توربین بادی می‌باشد. با این وجود، این روش جزئیات مشخصات گردابه‌ها را ارائه نمی‌کند و تنها برای گستره محدودی از شرایط جریان، قابل قبول است [۴].

روش دیگر، طراحی یک هندسه کامل^۳ از روتور توربین بادی در محیط نرم‌افزارهای دینامیک سیالات محاسباتی^۴ می‌باشد. از جمله خصوصیات شبیه‌سازی به این روش، مشاهده رفتار جریان باد بر روی پره توربین بادی و همچنین مطالعه مجموع گردابه‌های تولیدشده در پشت توربین بادی است. این روش به زمان و هزینه محاسباتی زیادی برای انجام تجزیه و تحلیل جریان نیاز دارد [۵، ۶].

^۱ Blade Element Momentum

^۲ Glaurt

^۳ Full Rotor Modeling

^۴ CFD (Computational fluid dynamics)

پلازا و همکاران [۷] در پژوهشی نیرو، فشار و گشتاور تولیدشده در روتور مکزیکو^۱ را با استفاده از دو روش هندسه کامل در محیط سی-اف-دی و تئوری تکانه اجزاء پره محاسبه کردند و نتایج حاصل از این دو تکنیک محاسباتی را به منظور بررسی نقاط ضعف و قوت اصلی دو روش در سرعت‌های مختلف با اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی مقایسه کردند. نتایج مقایسه نشان داد که محاسبات تکانه اجزاء پره در سرعت‌های پایین و متوسط به نتایج آزمایشگاهی نزدیک‌تر بوده است. هم‌چنین سرعت محاسبه در روش تکانه اجزاء پره بالاتر بوده است.

بهبهانی نژاد و همکاران [۸] در پژوهش خود اقدام به تحلیل آئرو دینامیکی یک توربین بادی محور افقی ۶۶۶ کیلوواتی به روش المان مرزی^۲ نمودند. روش عددی المان مرزی به دلیل تولید شبکه سطحی بر روی سطح جسم به عنوان یک روش کارا در تحلیل سه بعدی اشکال پیچیده آئرو دینامیکی می‌باشد. بدین منظور میدان جریان مربوطه سه بعدی، پتانسیل و غیرقابل تراکم در نظر گرفته شده و توزیع فشار، نیروها و گشتاورهای وارد بر پره و نحوه توزیع آن در شرایط کارکرد توربین استخراج شده و نتایج به دست آمده با منحنی‌های واقعی کارکرد توربین مذکور مورد مقایسه قرار گرفت.

خلفی و همکاران [۹] طی پژوهشی به تحلیل و شبیه‌سازی عددی گردابه‌های بزرگ^۳ (LES) در توان خروجی توربین بادی محور افقی ۶۶۰ کیلوواتی پرداختند. در این مطالعه اثرات اغتشاشات شدید جریان چرخشی اطراف پره‌ها و همچنین اثر جریان خارجی اتمسفر روی عملکرد توربین و با انتخاب مدل‌های مناسب برای مدل‌سازی جریان خارجی، صورت گرفت. در محدوده سرعت ۵ تا ۲۰ (m/s) نتایج مدل LES و منحنی مشخصه توربین نشان می‌دهند با افزایش سرعت باد، ضریب توان تولیدی توربین ابتدا افزایش و پس از رسیدن به مقدار بیشینه خود، به سمت مقدار ثابتی میل می‌نماید.

^۱ MEXICO

^۲ Boundary Element

^۳ Large Eddy Simulation

به منظور طراحی توربین‌های بادی بزرگ، پیشرفته و کارآمد، ابزارهای شبیه‌سازی آئرو‌دینامیکی واقع‌بینانه‌تر و قابل اطمینان‌تر و همچنین نتایج دقیق‌تری از پیش‌بینی‌ها و محاسبات عددی لازم و ضروری هستند. مزیت کدهای بر پایه تئوری BEM و نرم‌افزارهایی که بر این اساس نوشته می‌شوند، این است که خیلی سریع بارهای وارده بر روتور و توان توربین بادی را با دقتی نسبتاً قابل قبول محاسبه و زمان لازم برای تلاش بیشتر جهت بهینه‌سازی بهتر روتور را فراهم می‌کنند. این باعث می‌شود که کدهای بی‌ای ام در طراحی گسترده توربین‌ها و محاسبات بار آن‌ها مناسب باشند و در سطح تجاری مقبولیت بیشتری پیدا کنند. اما تحقیقات مربوط به حالت جریان سه‌بعدی، اثرات لایه مرزی^۱، توزیع فشار در طول پره‌ها و پدیده‌های مربوط به گردابه‌ها، که امروزه از ضروریات پیش از ساخت توربین و نصب آن در مزرعه بادی است، با استفاده از این روش امکان‌پذیر نیست. بنابراین برای دستیابی به این اهداف، مدل‌های پیچیده‌تر باید استفاده شوند تا دارای دقت خوبی باشند [۱۰].

تئوری دیسک عملگر^۲ یکی از این روش‌ها می‌باشد. اساس این تئوری بسیار شبیه به تئوری BEM می‌باشد به این صورت که ابتدا کل باله توربین را به المان‌های کوچک تقسیم‌بندی می‌کنیم، و سپس نیرو و گشتاور معادل هر المان را حساب کرده و برآیند آن‌ها، در فرآیند همگرایی مسئله به‌عنوان یک مومنوم خارجی^۳ در معادله ناویر-استوکس^۴، بر آن گره وارد می‌کنیم. بعد از همگرایی نهایی، انتگرال‌گیری می‌کنیم و نتایج را استخراج می‌کنیم. از این رو تفاوت این روش با روش بی‌ای ام این است که در دیسک عملگر معادلات حاکم بر رفتار روتور بر اساس معادلات جریان سیال یا ناویر-استوکس حل خواهند شد. اما ضعف آنجاست که این روش قادر نیست گردابه‌ها را برای یک پره توربین شبیه‌سازی کند و کل روتور را به‌صورت پیوسته در نظر می‌گیرد [۱۱].

^۱ Boundary Layer

^۲ Actuator Disk

^۳ External Force

^۴ Navier – Stokes Equation

اجرای مدل دیسک عملگر در حلگر openFOAM برای اولین بار توسط سونینگ ارائه شد. سپس جرومین و همکاران، مدل دیسک عملگر را برای روتور مکزیکو در حلگر openFOAM توسعه دادند و نتایج را با یک مدل ساده تکانه اجزاء پره (بی-ای-ام) و یک مدل دیسک عملگر در کد فلوئنت^۱ و داده‌های آزمایشگاهی مقایسه کردند [۱۲].

محمودی و همکاران [۱۴، ۱۳] به مدل سازی توربین بادی محور افقی با استفاده از مدل دیسک عملگر و مدل سازی میدان جریان با استفاده از دو مدل آشفتگی متفاوت (RANS^۲ و LNS^۳ - Laminar) پرداختند و نتایج کارشان را با داده‌های آزمایشگاهی پروژه مکزیکو مقایسه کردند. نتایج مقایسه نشان داد که بین مدل LNS روی دیسک عملگر با اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی تطابق خوبی وجود دارد. آن‌ها مجموعه کامل تونل باد و توربین را مدل سازی کردند و نشان دادند که دیسک عملگر به خوبی می‌تواند در مقایسه با نتایج سرعت سنجی تصویری ذرات^۴ (PIV) پسباده پشت روتور و همچنین بار وارده بر پره توربین بادی را شبیه‌سازی کند [۱۵].

تئوری دیگری که در دهه‌ی اخیر جهت مدل سازی روتور توربین‌های بادی مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته است، نظریه خط عملگر^۵ می‌باشد که برای اولین بار در سال ۲۰۰۲ توسط سورنسن و شن، تحت نرم‌افزار Ellipsys ارائه شد. این روش شامل خطوط عملگری به صورت شعاعی است که به نمایندگی از پره‌های توربین بادی بر سیال عبوری از توربین اثر می‌کند. این خطوط در فضای سه بعدی معادلات ناویر-استوکس توسط یک حلگر سیالاتی در یک فرآیند تکرار شونده، حل می‌شوند تا همگرایی به دست آید. این روش، مشخصات مهم گردابه‌های تولیدی یک توربین بادی را با دقت قابل توجهی به ما می‌دهد [۱۶].

^۱ Fluent

^۲ Reynolds-averaged Navier-Stokes

^۳ Limited Numerical Scales

^۴ Particle Image Velocimetry

^۵ Actuator Line Theory

ترلدبرگ [۱۷]، پژوهش جامعی را با استفاده از معادلات سه بعدی ناویر-استوکس بر روی گردابه‌های توربین‌های بادی در شرایط مختلف جریان انجام داد. او در این پژوهش به مدل‌سازی توربین با استفاده از روش خط عملگر و مدل‌سازی میدان جریان با استفاده از روش آشفتگی LES در حلگر Ellipsys پرداخت. بین برخی از نتایج این پژوهش از جمله ضریب توان محاسبه شده، با داده‌های تجربی مقایسه‌ای انجام شد که تطابق خوبی بین این دو داده را نشان داد.

رولف اریک [۱۸]، در پژوهشی به تحقیق و بررسی عددی ضریب تصحیح سنجش وزش باد برای یک توربین بادی محور افقی با استفاده از روش‌های دیسک عملگر و خط عملگر در محیط CFX پرداخت. این موضوع به کنترل وضعیت توربین برای حفظ بهترین عملکرد در شرایط مختلف آب و هوایی کمک می‌کند. پس از شبیه‌سازی و استخراج رابطه برای ضریب سنجش وزش باد توسط روش خط عملگر، نتایج با داده‌های تجربی مقایسه شدند و هم‌پوشانی خوبی مشاهده شد. همچنین نتایج پژوهش با نتایج حاصل از محاسبه با روش BEM مقایسه و همگرایی قابل قبولی مشاهده شد.

ویدالا و لمکولب [۱۹]، اقدام به شبیه‌سازی یک مزرعه بادی با استفاده از موازی‌سازی روش‌های آشفتگی گردابه بزرگ و روش خط عملگر کردند. همچنین شبیه‌سازی گردابه‌های توربین بادی نیز انجام شد. نتایج پژوهش با داده‌های تجربی توربین مکزیکو مقایسه شدند. بررسی‌های اولیه نشانگر صحیح بودن روند موازی‌سازی محاسبات بودند اما شبیه‌سازی نتوانست جریان را با دقت کافی تحلیل کند.

جین [۵]، مدل خط عملگر را در نرم‌افزار سیالاتی Nek5000 پیاده‌سازی کرد که هدف اصلی مقایسه نتایج شبیه‌سازی مدل خط عملگر در نرم‌افزار فوق با نتایج شبیه‌سازی در نرم‌افزار Ellipsys بود. در آن مقایسه به بررسی تفاوت توزیع گاوسی دوبعدی و سه‌بعدی نیرو برای این مدل، مطالعه پارامتری در مورد پارامتر هموارسازی و پارتیشن‌بندی خط عملگر پرداخته شد.

هونگ مین و پیگان [۲۰]، اقدام به شبیه‌سازی گردابه‌های یک توربین بادی با استفاده از تلفیق روش‌های خط عملگر و روش لاگرانژی دینامیکی^۱ گردابه بزرگ برای سه سرعت مختلف چرخش پره‌ها نمودند. به‌منظور کسب نتایج دقیق‌تر و پایداری عددی بالاتر، تعدادی از پارامترهای موجود در مدل‌سازی محاسبه نشده و عیناً از داده‌های تجربی که قبلاً اندازه‌گیری شده بود در این پژوهش استفاده شد. نتایج تحقیق نشانگر یک رفتار ماریچ گونه برای گردابه‌های ایجادشده توسط روتور توربین بود. این رفتار با کاهش نسبت سرعت نوک پره‌ها برجسته‌تر می‌گردد.

بررسی تئوری‌های مختلف مدل‌سازی توربین‌های بادی محور افقی نشان داد، هرکدام از روش‌ها دارای مزایا و معایبی می‌باشند. به‌عنوان مثال، روش بی-ای-ام به دلیل سرعت بالا در انجام محاسبات، در طراحی گسترده توربین‌ها و محاسبات بار مناسب است و در مقیاس صنعتی همچنان برای طراحی پره توربین بادی استفاده می‌شود. اما این روش جزئیات مشخصات گردابه‌ها را ارائه نمی‌کند و تنها برای گستره محدودی از شرایط جریان، قابل قبول است.

مدل دیسک عملگر، با کاهش حجم محاسبات در اطراف روتور توربین می‌تواند کاراتر از مدل روتور کامل عمل کند و نتایجی قابل قبول را تخمین بزند. اما ضعف آنجاست که این روش قادر نیست گردابه‌ها را برای یک پره توربین شبیه‌سازی کند و کل روتور را به‌صورت پیوسته در نظر می‌گیرد. مدل خط عملگر، پسداد را واقعی و به شکل سایکلونی در پشت روتور شبیه‌سازی می‌کند. با این مزیت که مشابه مدل دیسک عملگر از حجم محاسبات سیالاتی کمتری نیز برخوردار است.

مدل‌های تحلیلی پیچیده‌تر مانند مدل روتور کامل، با آن‌که نسبت به سایر روش‌ها دقت محاسباتی بالاتری دارد، اما به دلیل پیچیدگی‌های فراوان در شبکه‌بندی و مدل‌سازی و نیز هزینه محاسباتی بالا، در اولویت نیستند.

^۱ Lagrangian Dynamic

از آنجا که مدل خط عملگر همانند سایر روش‌های مدل‌سازی با خطاهایی همراه است، لذا توسعه و پیاده‌سازی این مدل در سایر نرم‌افزارهای سیالاتی و یا تصحیح پارامترهای مؤثر بر این روش بمنظور کسب نتایج دقیق‌تر، امری مهم و ضروری تلقی می‌گردد. شایان ذکر است تاکنون، این مدل در نرم‌افزار-هایی همچون الیپسیس، نک و انسیس-فلوئنت پیاده‌سازی شده است. همچنین، در بیشتر پژوهش‌های انجام‌شده، برای تعیین پارامتر نحوه توزیع نیرو در این مدل، از روش اصلی در مدل پایه که به صورت انتخاب مقداری، تنها بر اساس وضوح شبکه‌بندی مسأله برای این پارامتر می‌باشد، استفاده شده است.

۱-۶ اهداف و نوآوری تحقیق

در این پژوهش، با پیاده‌سازی مدل خط عملگر در نرم‌افزار سیالاتی این فوم و با بکارگیری روش آشفستگی گردابه‌های بزرگ برای تحلیل میدان جریان اطراف روتور و نیز استفاده از یک الگوریتم جدید و هوشمندتر که در آن توزیع نیرو بر مبنای نسبت منظری پره، وضوح شبکه‌بندی و همچنین طول محلی وتر پره تعیین می‌شود، توربین بادی آزمون تجربی مکزیکو مدل‌سازی می‌شود. تصحیح در نحوه توزیع نیروها روی خطوط عملگر و تنظیم شدت تمرکز بار وارده بر گره‌ها^۱ روی این خطوط از اهداف اصلی این پژوهش قرار گرفته است. بر اساس این نظریه، عبارت مربوط به نیروهای وارده در معادله مؤمنتم به صورت کرل^۲ نیرو لحاظ می‌شود. بنابراین برای اجتناب از بروز رفتار تکین^۳ در مراحل حل عددی، از انتگرال کانولوشن^۴ نیرو همراه با اعمال یک تابع کرنل^۵ گاوسی^۶ استفاده می‌شود. در این پروژه، بر روی بهبود پارامترهای مؤثر بر این تابع بمنظور کسب نتایج دقیق‌تر تمرکز خواهد شد. در نتیجه آن توزیع نیروی وارده بر المان به صورت هموارتر^۷ (پیوسته) خواهد بود و نیروی بیش از یک نقطه از المان اعمال می‌شود.

^۱ Nodes

^۲ Curl

^۳ Singular

^۴ Convolution

^۵ Kernel

^۶ Gaussian

^۷ Smoother

سؤالاتی که به عنوان فرضیه‌های این تحقیق قرار است به آن‌ها پاسخ داده شوند به شرح زیر می‌باشند:

۱. میدان پسابد محاسبه شده در ناحیه پشت روتور، چگونه داده‌های PIV آزمون عملی را تخمین

می‌زند؟

۲. آیا نتایج در مقایسه با سایر مدل‌ها و یا سایر حلگرها منطقی است یا خیر؟

۳. به‌طور کلی، آیا محاسبه ارزان به‌واسطه استفاده از نرم‌افزار متن‌باز openFOAM و نیز سریع

به‌واسطه استفاده از مدل خط عملگر، دقت کافی برای تخمین پارامترهای مهم یک توربین

بادی مثل توان تولیدی و غیره را دارد یا خیر؟

۴. با اعمال اصلاحات در نحوه توزیع نیروها روی خطوط عملگر و اصلاح فاکتور تمرکز بار وارده، تا

چه میزان می‌توان به کسب نتایج دقیق‌تر دست یافت؟

۷-۱ روش تحقیق

مدل‌سازی توربین‌ها در جریان باد در مقیاس‌های بزرگ امروزه یکی از بحث‌های موردتوجه است.

برخی از روش‌های عددی به دلیل آئرودینامیک پیچیده توربین بادی، سرعت چرخش و اعداد رینولدز^۱

بالای شرایط کارکرد، وقوع پدیده جدایش^۲ جریان در زوایایی معین از چرخش پره‌های توربین و سایر

موارد مشابه، توانایی شبیه‌سازی دقیق جریان حول توربین‌های بادی را نداشته و عملکرد ضعیفی دارند.

لذا به‌منظور تحلیل دقیق‌تر جریان و پیش‌بینی اثرات اغتشاشات لازم است تا از تئوری‌های نوین با

دقت بالاتر بهره بگیریم.

با توجه به اینکه مدل خط عملگر مشابه مدل روتور کامل، پسابد را واقعی و به شکل سایکلونی در

پشت روتور شبیه‌سازی می‌کند و همچنین با این مزیت که مشابه مدل دیسک عملگر از هزینه محاسباتی

کمتری نسبت به مدل روتور کامل برخوردار است، این تکنیک موردتوجه این پژوهش قرار گرفته است.

^۱ Reynolds Number

^۲ Separation Phenomenon

الگوریتم روش بدین صورت است که نخست، خطوط عملگر المان بندی شده و به چند قسمت تقسیم می‌شوند. حال اگر یک المان را روی این خط که جایگزین پره توربین شده است در نظر بگیریم، می‌توان موقعیت معادل با آن را در پره توربین واقعی پیدا کرد. همچنین مشخصات آئرودینامیکی این المان را با توجه هندسه سطح مقطع پره و هوابر قرار گرفته در آن نقطه می‌توان از داده‌های موجود در جدول مشخصات آن هوابر و با یک درون‌یابی خطی به دست آورد. در هر گام از محاسبات، سرعت محلی جریان برای این المان را می‌توان به وسیله حل کردن جریان توسط حلگر محاسبه کرد. حال می‌توان نیروهای برا و پسا برای این المان را محاسبه و آن‌ها را در راستای عمودی و مماسی آن المان تصویر نمود. نیروهای محاسبه شده در این مرحله به میدان جریان اعمال می‌شود. بنابراین در گام حل بعدی، میدان سرعت جریان به‌روز خواهد شد و همچنین در اثر آن نیروهای خط عملگر نیز به‌روز خواهند شد. در این روش مبتنی بر تکرار، پس از تعداد معینی گام نیروهای خط عملگر همگرا خواهند شد و جریان تثبیت می‌شود.

فصل دوم:

روش‌های عددی شبیه‌سازی توربین‌های بادی

۲-۱- مقدمه

بررسی و تحلیل توربین‌های بادی، حوزه‌های مختلفی از رشته‌های مهندسی برق، مکانیک، مواد، عمران و ... را دربر می‌گیرد. حوزه‌هایی که اغلب در مهندسی مکانیک به آن پرداخته می‌شود شامل بررسی عملکرد باله توربین بادی، سیستم انتقال قدرت در قسمت ناسل، بررسی امکان‌سنجی نصب توربین بادی و ... است. یکی از جنبه‌های تجزیه و تحلیل رفتار آئرودینامیکی یک توربین بادی، شبیه‌سازی آن در محیط‌های عددی می‌باشد. این کار باعث خواهد شد تا هزینه‌های مربوط به مطالعه و بررسی رفتار توربین‌های بادی بدون نیاز به ساخت مدل واقعی توربین کاهش یابد. در این فصل به مطالعه تئوری‌های موجود برای بررسی و پیش‌بینی عملکرد روتور توربین‌های بادی محور افقی خواهیم پرداخت.

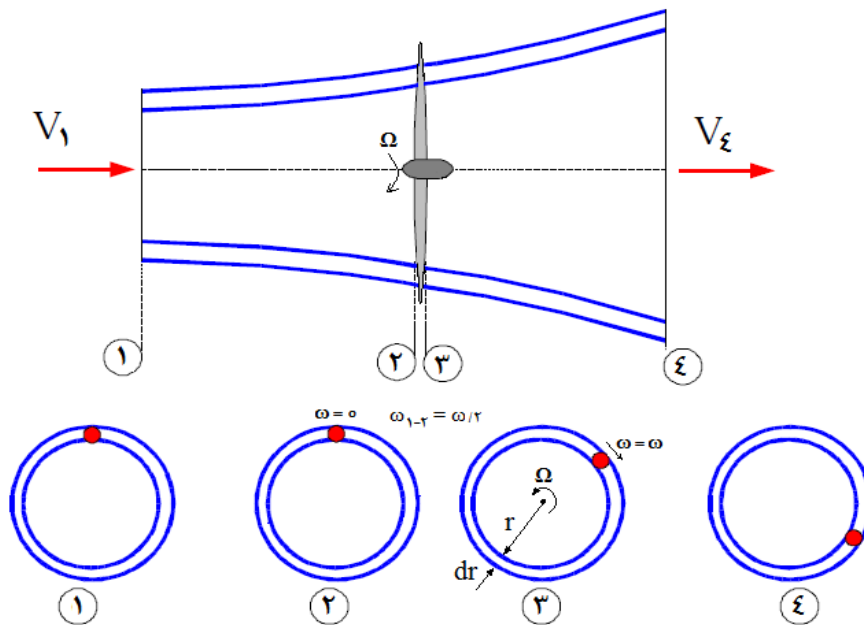
۲-۲ تئوری تکانه خطی (بتز)

اولین مدل برای تحلیل ساده یک توربین بادی توسط بتز و همکارانش [۳] در سال ۱۹۲۶ ارائه شد که می‌توان برای تعیین توان یک توربین بادی ایده آل مورد استفاده قرار داد. این مدل ساده بر اساس تئوری مؤنتم خطی بنا نهاده شده است.

فرضیه‌های اساسی این تئوری عبارت‌اند از :

- (۱) روتور با یک دیسک به قطر آن تخمین زده می‌شود.
- (۲) جریان غیر چرخشی، غیر لزج و تراکم ناپذیر است.
- (۳) توزیع سرعت در هر مقطع یکنواخت است.
- (۴) فشار و سرعت جریان در مناطق دور از دیسک برابر فشار و سرعت جریان آزاد است.

شکل ۱-۲، نمایش جریان محوری و معرفی چهار مقطع یک، دو، سه و چهار جهت اعمال قانون برنولی^۱ و اجزاء حلقوی دوار جهت اعمال تعادل تکانه می‌باشد.



شکل ۱-۲ نمایش مقطع طولی تونل جریان جهت اعمال قانون برنولی و اجزاء حلقوی دوار در نظریه تعادل تکانه

همان‌طور که ذکر شد، فرض بر آن است که در شکل ۱-۲، $V_2=V_3$ و $P_1=P_4$ همچنین فرض شده است که سیال بین مقطع‌های یک تا دو و بین سه تا چهار فاقد اصطکاک داخلی است. بنابراین قانون برنولی قابل اعمال شدن بر این دو ناحیه می‌باشد. بعد از ساده شدن این معادله به شکل معادله ۱-۲ درمی‌آید.

$$P_2 - P_3 = \frac{1}{2} \rho (V_1^2 - V_4^2) \quad (1-2)$$

با توجه به اینکه نیرو از ضرب فشار در مساحت مقطع به دست می‌آید، بنابراین:

$$dF_x = (P_2 - P_3) dA \quad (2-2)$$

^۱ Bernoulli's Law

$$dF_x = \frac{1}{2} \rho (V_1^2 - V_4^2) dA \quad (3-2)$$

شاخص القایی محوری (a)، به صورت رابطه ۴-۲ تعریف می‌شود. با فرض اینکه سرعت باد $V_1 = V_\infty$ باشد، می‌توان معادله ۴-۲ را به صورت معادله ۵-۲ نیز نشان داد.

$$a = \frac{(V_1 - V_2)}{V_1} \quad (4-2)$$

$$V_2 = V_\infty (1-a) \quad (5-2)$$

با فرض اینکه سرعت ناحیه روتور از میانگین سرعت بالادستی و پایین دستی به دست می‌آید، بنابراین معادله ۵-۲ بعد از انجام اعمال جبری به شکل معادله ۶-۲ درمی‌آید.

$$V_4 = V_\infty (1-2a) \quad (6-2)$$

با جایگزینی معادله ۶-۲ در معادله ۳-۲، داریم:

$$dF_x = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 (4a(1-a)) 2\pi r dr \quad (7-2)$$

ضریب توان یک توربین بادی با شاخص محوری ارتباط مستقیم دارد. با مشتق گرفتن از این معادله نسبت به شاخص محوری، ماکزیمم ضریب توان توربین ۰/۵۹۳، به ازای شاخص محوری ۰/۳۳۳ به دست آمد که حد بتز نامیده می‌شود. همچنین توان بیشینه استحصال از یک دیسک که هم‌قطر با تونل جریان است، نمی‌تواند بیشتر از ۵۹/۳٪ توان جنبشی قابل تبدیل جریان باشد و از طرفی چون این مقدار شامل اتلاف ناشی از دوران پسابد پشت دیسک نیست، بنابراین بیان دیگری از حد بتز است.

المان حلقوی دوار در معرض تونل جریان باد در شکل ۱-۲ نشان داده شده است. با فرض بقاء تکانه زاویه‌ای در تونل جریان بین چهار مقطع نشان داده شده و از طرفی با توجه قوانین فیزیک پایه داریم:

$$I = mr^2 \quad (۸-۲)$$

$$L = I\omega \quad (۹-۲)$$

$$T = \frac{dL}{dt} \quad (۱۰-۲)$$

$$T = \frac{d(I\omega)}{dt} = \frac{d(mr^2\omega)}{dt} = \frac{dm}{dt} r^2 \omega \quad (۱۱-۲)$$

حال، چنانچه بخواهیم گشتاور را برای جزء حلقوی شکل ۱-۲ با ابعاد خیلی کوچک در نظر بگیریم، داریم:

$$dT = dm \cdot \omega r^2 \quad (۱۲-۲)$$

از طرفی برای خود جزء دوار شکل ۱-۲ داریم:

$$dm = \rho A V_2 \quad (۱۳-۲)$$

$$dm = \rho 2\pi r dr V_2 \quad (۱۴-۲)$$

$$dT = \rho 2\pi r dr V_2 \omega r^2 \quad (۱۵-۲)$$

با تعریف شاخص دورانی a' به صورت زیر داریم:

$$a' = \frac{\omega}{2\Omega} \quad (۱۶-۲)$$

بنابراین با جایگزینی معادله‌های ۵-۲ و ۱۶-۲ در معادله ۱۵-۲ داریم:

$$dT = 4a'(1-a)\rho V_{\infty} \Omega r^3 \pi dr \quad (17-2)$$

در نهایت معادله‌های نیروی محوری (معادله ۷-۲) و گشتاور اعمالی (معادله ۱۷-۲) بر جزء حلقوی

روتور بنا بر نظریه تکانه خطی محاسبه شد.

۳-۲ تئوری المان پره

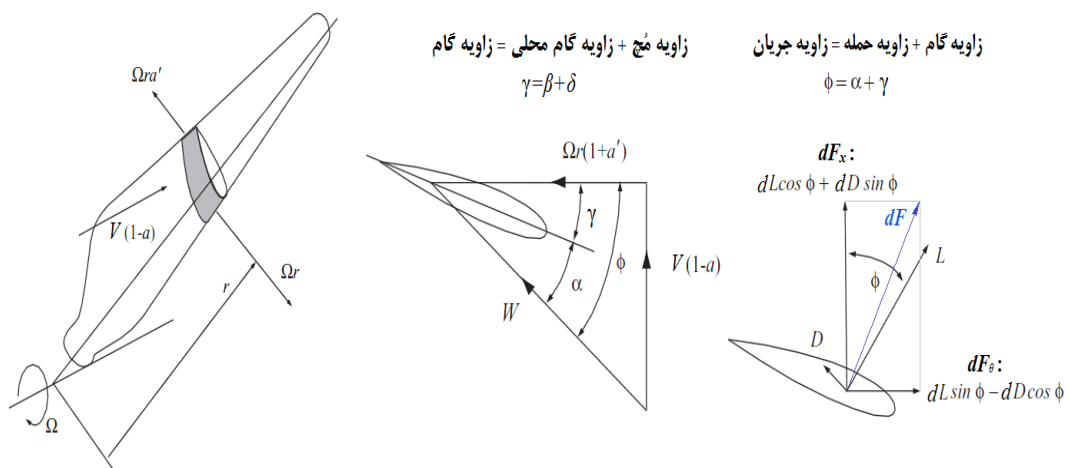
نظریه المان پره روی دو فرض استوار است:

(۱) هیچ‌گونه برهم‌کنش آئرودینامیکی بین اجزاء مختلف پره وجود ندارد.

(۲) نیروهای وارده بر اجزاء پره تنها ناشی از نیروهای برآ و پسا هستند.

با فرض اینکه که یک پره به تعداد محدودی جزء تقسیم شده است، به دلیل وجود تفاوت در سرعت

مماسی (Ωr)، طول وتر^۱ (C) و زاویه گام^۲ (γ)، هر جزء با جریان متفاوتی از سیال برخورد می‌کند.



شکل ۲-۲ نمایش اجزاء پره و نحوه سازمان‌دهی ضرایب برآ و پسای هوا بر جهت محاسبه نیروی محوری و گشتاور

^۱ Chord Length

^۲ Pitch Angle

در نظریه اجزاء پره، جریان روی هر جزء به صورت جداگانه محاسبه می‌شود و سپس با انتگرال‌گیری در طول پره، عملکرد آن محاسبه می‌گردد. در جزء مشخص شده در شکل ۲-۲، مؤلفه محوری سرعت نسبی هوابر به جریان هوا برابر $V(1-a)$ و مؤلفه مماسی سرعت نسبی هوابر به جریان هوا برابر $\Omega r(1+a')$ می‌باشد.

با توجه به روابط بالا و شکل ۲-۲ برای معادله زاویه جریان داریم:

$$\tan \phi = \frac{V(1-a)}{r\Omega(1+a')} \quad (18-2)$$

زاویه جریان، ϕ ، از هر جزء به جزء بعدی تغییر می‌کند. نسبت سرعت نوک محلی، λ_r ، نیز به صورت معادله ۱۹-۲ تعریف می‌شود:

$$\lambda_r = \frac{r\Omega}{V} \quad (19-2)$$

بنابراین معادله زاویه جریان (۱۸-۲)، به شکل معادله ۲۰-۲ درمی‌آید:

$$\tan \phi = \frac{(1-a)}{\lambda_r(1+a')} \quad (20-2)$$

همچنین با توجه به شکل ۲-۲، رابطه مثلثاتی ۲۱-۲ برای سرعت نسبی W ، به دست می‌آید:

$$W = \frac{V(1-a)}{\sin \phi} \quad (21-2)$$

با توجه به اینکه نیروهای برآ و پسا به ترتیب در راستای عمود و موازی با سرعت نسبی تعریف می‌شوند، بنابراین برای هر جزء پره با توجه به شکل ۲-۲ داریم:

$$dF_{\theta} = dL \sin \phi - dD \cos \phi \quad (22-2)$$

$$dF_x = dL \cos \phi + dD \sin \phi \quad (23-2)$$

در روابط ۲۲-۲ و ۲۳-۲، dD و dl به ترتیب جزء نیروهای برآ و پسا روی جزء هواپره هستند. این مقادیر از ضرایب آئرو دینامیکی برآ، C_l ، و پسا، C_d ، مطابق زیر محاسبه می‌گردند:

$$dl = C_l \frac{1}{2} \rho W^2 c dr \quad (24-2)$$

$$dD = C_d \frac{1}{2} \rho W^2 c dr \quad (25-2)$$

تمامی هواپره‌های مورد استفاده در توربین بادی مورد آزمایش، در مقادیر پایین زاویه‌های حمله، می‌توانند نیروی برآ قابل توجهی با نیروی پسای بسیار پایین ایجاد کنند. اما بعد از عبور از این ناحیه، ناگهان افت شدیدی در نیروی برآ و افزایش شدید در نیروی پسا رخ می‌دهد که به ناحیه ایست شناخته شده است.

چنانچه تعداد پره روتور توربین B باشد، بنابراین با ترکیب معادله‌های ۲۲-۲ تا ۲۵-۲ باهم داریم:

$$dF_x = B \frac{1}{2} \rho W^2 [c_l \cos(\phi) + c_d \sin(\phi)] c(r) dr \quad (26-2)$$

$$dF_{\theta} = B \frac{1}{2} \rho W^2 [c_l \sin(\phi) - c_d \cos(\phi)] c(r) dr \quad (27-2)$$

گشتاور روی هر جزء هواپره، dT ، به سادگی از حاصل ضرب جزء نیروی مماسی dF_{θ} در شعاع به دست می‌آید. بنابراین داریم برای جزء گشتاور داریم:

$$dT = B \frac{1}{2} \rho W^2 [c_l \sin(\phi) - c_d \cos(\phi)] c(r) r dr \quad (28-2)$$

تأثیر نیروی پسا در معادله‌های به‌دست‌آمده مشخص می‌کند که با افزایش نیروی پسا، بارمحوری وارده بر روتور افزایش می‌یابد و گشتاور تولیدی و درنهایت توان تولیدی روتور کاهش می‌یابد. چنانچه سرعت نسبی W برحسب شاخص محوری از معادله ۲-۲۱ و زاویه جریان از معادله ۲-۱۸ جایگزین شوند و ضریب پُری محلی نیز تعریف شود، معادله‌های ۲-۲۶ و ۲-۲۸ به شکل مفیدتری ظاهر می‌شوند. بنابراین داریم :

$$dF_x = \sigma \pi \rho \frac{V^2(1-a)^2}{\sin^2(\phi)} [c_l \cos(\phi) + c_d \sin(\phi)] r dr \quad (2-29)$$

$$dT = \sigma \pi \rho \frac{V(1-a)r\Omega(1+a)}{\sin(\phi) \cos(\phi)} [c_l \sin(\phi) - c_d \cos(\phi)] r^2 dr \quad (2-30)$$

که در این معادله‌ها، ضریب پُری محلی، σ' ، از رابطه (۳-۳۲) به دست می‌آید:

$$\sigma' = \frac{Bc}{2\pi r} \quad (2-31)$$

این تئوری برای مدل‌سازی جریان علاوه بر چرخشی بودن جریان، اثر نوک پره‌ها و توپی روتور را به حساب می‌آورد. به دلیل اختلاف فشار سطح رویین و زیرین پره، گردابه‌هایی در نوک پره شکل می‌گیرد که در نتیجه آن پسایی به نام پسای القایی ایجاد می‌گردد. پسای القایی وابسته به ضریب برا و نسبت منظری^۱ است. هم‌چنین در دنباله پیرامون توپی روتور به خاطر دوران توپی، گردابه‌ای موسوم به گردابه مرکزی تشکیل می‌گردد. وجود گردابه‌های یادشده (گردابه‌های نوک و مرکزی) موجب شکل‌گیری یک جریان گردابه‌ای پیچیده پس از روتور و در نتیجه کاهش ضریب توان می‌شود. تئوری المان پره با در نظر گرفتن تعداد پره‌ها، هندسه پره و مقطع (هواپر) آن تخمین بهتری از ضریب توان می‌دهد. نیروهای آئرودینامیکی واردشده بر یک المان پره به فاصله r از محور محاسبه می‌شود. این تئوری از روشی مشابه تئوری بال محدود (در نظر گرفتن اثرات نوک بال) توزیع نیروهای آئرودینامیکی را در طول پره به‌دست می‌دهد.

^۱ Aspect Ratio

نیروهای آئرو دینامیکی به دو مؤلفه مماسی و محوری تجزیه می‌شوند و با انتگرال گرفتن از نیروهای مماسی در شعاع روتور، گشتاور و توان روتور به دست می‌آید.

۴-۲ تئوری تکانه اجزاء پره

تئوری تکانه اجزاء پره (BEM) برای اولین بار توسط گلارت ارائه شد. این نظریه از ترکیب دو روش به دست می‌آید. روش اول تعادل تکانه خطی و روش دوم اجزاء پره برای یک روتور ایده آل می‌باشد که هر روش به گونه‌ای بیانگر نحوه عملکرد توربین می‌باشد. در روش تعادل تکانه به کمک اعمال قانون برنولی بر تونل جریان روتور، نیروی محوری و به کمک اعمال تعادل تکانه بر روتور، گشتاور اعمالی روی توربین تخمین زده می‌شود. در روش اجزاء پره از توزیع داده‌های هوا بر پره توربین استفاده شده و با تقسیم پره به اجزاء محدود، گشتاور و نیروی محوری اعمالی روی روتور تخمین زده می‌شود.

با برابر قرار دادن نیروی محوری حاصل از روش اول و دوم، معادله تخمین شاخص محوری توربین، معادله (۳۲-۲)، به دست می‌آید و با برابر قرار دادن گشتاورهای حاصل از روش اول و دوم، معادله تخمین شاخص دورانی (۳۳-۲) توربین محاسبه می‌شود. این دو معادله، اساس نظریه BEM برای توربین بادی می‌باشند. به کمک این دو معادله می‌توان شاخص‌های محوری و دورانی را با استفاده از روش‌های عددی محاسبه کرد.

$$\frac{1-a}{a} = \frac{4 \sin^2 \Phi}{\sigma' (C_l \cos \Phi + C_d \sin \Phi)} \quad (32-2)$$

$$\frac{1+a'}{a'} = \frac{4 \sin \Phi \cos \Phi}{\sigma' (C_l \sin \Phi - C_d \cos \Phi)} \quad (33-2)$$

در این معادلات، Φ زاویه جریان، a شاخص محوری، a' شاخص دورانی، C_l و C_d به ترتیب، ضرایب آئرو دینامیکی برا و پسا، σ' ضریب پری محلی می‌باشد.

بعد از محاسبه شاخص‌های محوری و دورانی، با انتگرال‌گیری از معادله‌های ۲-۲۹ و ۲-۳۰ می‌توان

نیروی محوری و ضریب توان برای توربین موردنظر را تخمین زد. بنابراین برای تخمین توان داریم:

$$dP = \Omega dT \quad (2-34)$$

$$P = \int_{r_h}^R dP = \int_{r_h}^R \Omega dT \quad (2-35)$$

که در معادله ۲-۳۵، dT از معادله ۲-۳۰ جایگزین می‌گردد.

مدل BEM روشی بسیار ساده و با سرعت بالا در محاسبه بار گسترده پره و عملکرد روتور است، اما

ضعف اساسی آن این است که امکانی برای محاسبه پس‌پشت روتور در این مدل وجود ندارد. برای

مدل‌سازی پس‌پشت، نیاز به حل مسئله در فضای ناویر-استوکس است.

۲-۵ تئوری دیسک عملگر

امروزه متداول‌ترین روش برای مدل‌سازی روتور توربین‌ها استفاده از تئوری‌های عملگر شامل دیسک،

خط و سطح می‌باشد که در آن پره‌ها توسط نیروهای حجمی که روی یک دیسک یا سطح تعریف شده‌اند،

نمایش داده می‌شوند.

نظریه دیسک عملگر از توسعه مستقیم تکانه اجزاء پره به دست می‌آید و تفاوت پایه‌ای این دو، در

این است که اجزاء حلقوی مستقل نظریه بی-ای-ام با حل کامل معادله‌های ناویر-استوکس یا اویلر

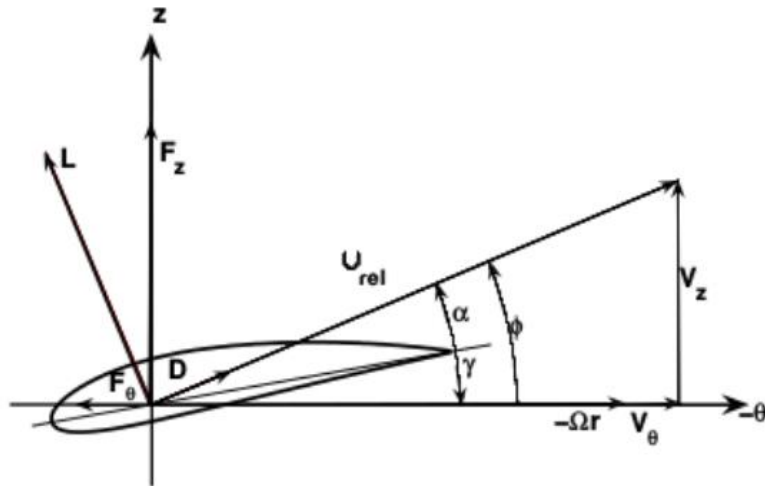
جایگزین می‌شوند. دیسک عملگر یک روش مبتنی بر میانگین زمانی است که در آن دیسک، یک صفحه

مدور قابل نفوذ برای سیال است که جایگزین روتور توربین می‌گردد. مدل‌سازی در این روش شامل

تحلیل یک دیسک با هندسه کامل صفحه‌ای یا حجمی و هم‌اندازه با روتور است که قابل نفوذ بوده و

می‌توان مرکز اجزاء صفحه‌ای یا حجمی آن را با دسته‌ای از نیروهای واحد (مقدار نیرو بر واحد سطح یا

حجم همراه کرد.



شکل ۳-۲ نمایش جهت سرعت و نیروها در سطح مقطع هوابر [۲۱]

نیروی اعمالی بر جریان توسط مشخصات آئرو دینامیکی هوابر شامل C_D (ضریب رانش)، C_l (ضریب برآ) و C_d (ضریب پسا) که بر اساس زاویه حمله (α) مشخص می‌شوند و نیز سرعت محلی جریان تعیین می‌شود. سرعت جریان نسبت به هوابر (U_{rel}) توسط رابطه ۳۶-۲ محاسبه می‌شود.

$$U_{rel} = \sqrt{V_z^2 + (\Omega r - V_\theta)^2} \quad (۳۶-۲)$$

همچنین زاویه بین سرعت نسبی با صفحه روتور (ϕ) طبق معادله زیر بیان می‌شود.

$$\alpha = \phi - \gamma \quad (۳۷-۲)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{V_z}{\Omega r - V_\theta} \right) \quad (۳۸-۲)$$

که در روابط ۳۷-۲ و ۳۸-۲ زاویه گام محلی، شعاع، V_z سرعت محوری، Ω سرعت دورانی و V_θ سرعت مماسی است.

با استفاده از ضریب رانش امکان تعریف یک دیسک عملگر با توزیع نیروی یکنواخت بر واحد حجم وجود دارد. بدین منظور از رابطه زیر استفاده می‌شود.

$$D = \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 C_D B = f C_D B \quad (39-2)$$

همچنین امکان تعریف یک دیسک عملگر با توزیع نیروی متغیر و غیریکنواخت توسط رابطه زیر وجود دارد که در آن نیروی متغیر، بر اساس طول وتر (C) پره محاسبه می‌شود.

$$D = \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 C_D B_c = f C_D B_c \quad (40-2)$$

با این وجود، مرسوم‌ترین روش برای تبیین یک دیسک عملگر استفاده از ضرایب برا و پسای هوا بر طبق معادلات زیر است.

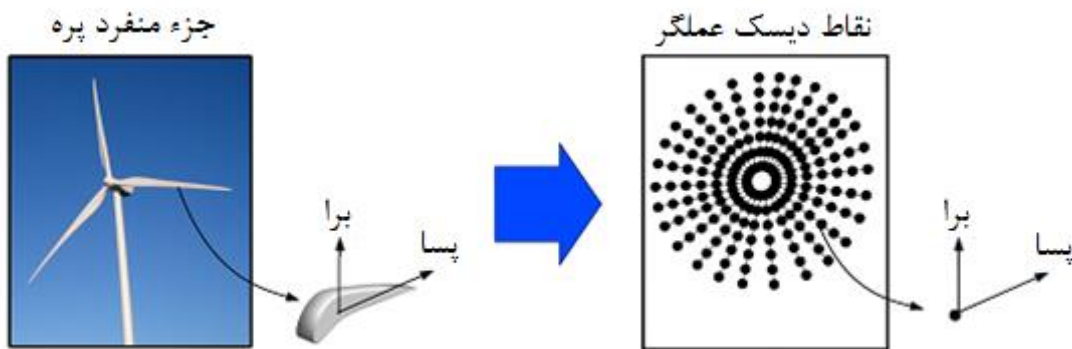
$$D = \frac{1}{2} \rho U_{rel}^2 B_c (C_l e_L + C_d e_D) \quad (41-2)$$

$$D = f B_c (C_l e_L + C_d e_D) \quad (42-2)$$

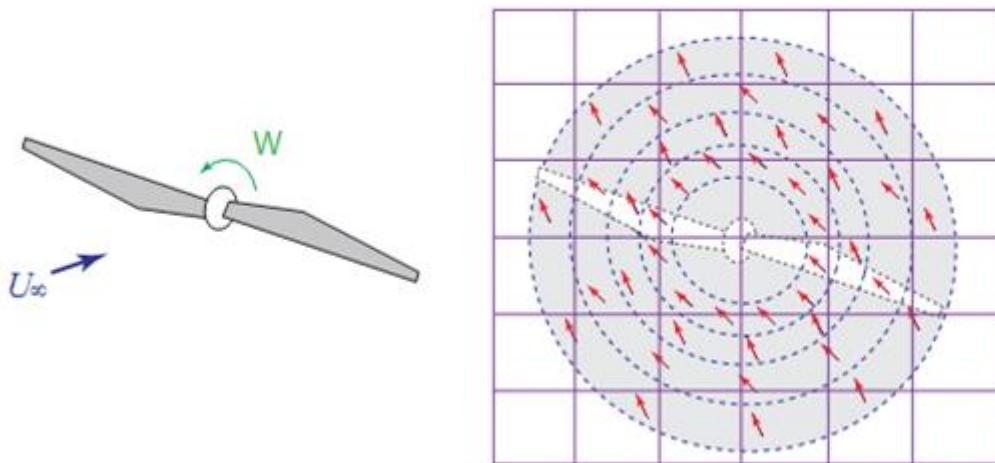
در روابط ۴۱-۲ و ۴۲-۲ چگالی هوا، U_{rel} سرعت نسبی روتور، C_D ضریب رانش، B تعداد پره‌ها، C طول وتر، C_l ضریب برا، C_d ضریب پسا و e_L و e_D بردارهای یکه برای تعیین جهت نیروی برا و پسا است.

استفاده از ضریب برا و پسا و نیز وارد کردن بردارهای یکه در معادله امکان اعمال اثرات چرخشی را نیز به ما می‌دهد که این کار با اضافه کردن نیروهای مماسی و نیز نیروهای محوری به دیسک صورت می‌گیرد. با در نظر گرفتن اثرات چرخشی مشاهده می‌شود که نتایج حاصل از شبیه‌سازی به‌طور قابل ملاحظه‌ای بهبود می‌یابند.

پرته-اگل^۱ [۲۲] در پژوهشی نشان داد، روش‌های فاقد اثرات چرخش، منجر به پیش‌بینی کمتر از میزان واقعی شدت آشفته‌گی در مرکز و پیش‌بینی فراتر از میزان واقعی برای قسمت بالایی پسابادها می‌شود.



شکل ۲-۴ شماتیک روش دیسک عملگر در شبیه‌سازی روتور توربین بادی [۲۳]



شکل ۲-۵ مبانی روش دیسک عملگر؛ بردارها نشانگر نحوه توزیع نیروی حجمی است [۲۳].

^۱ Porte-Agel

۲-۶ تئوری خط عملگر

نظریه آئرو دینامیکی خط عملگر به واسطه تحلیل دقیق خصوصیات میدان جریان، همچنین پیش بینی پسابدهای به وجود آمده ناشی از چرخش پره‌های توربین در جریان متلاطم، بسیار مورد توجه قرار گرفته است. در این مدل نیاز به حل جریان در لایه مرزی وجود ندارد به همین دلیل بسیار کاراتر از روش تحلیل کامل روتور است. تفاوت عمده بین این روش و روش دیسک عملگر، عدم نیاز به اعمال میدان نیرو به صورت یک صفحه متقارن محوری و جایگزینی آن با یک مدل کاملاً سه بعدی که در آن چرخش پره‌ها با یک مجموعه خطوط چرخان شبیه سازی می‌شود، می‌باشد. همچنین برخلاف روش دیسک عملگر که مبتنی بر میانگین زمانی بود، این روش کاملاً ناپایا و وابسته به زمان است.

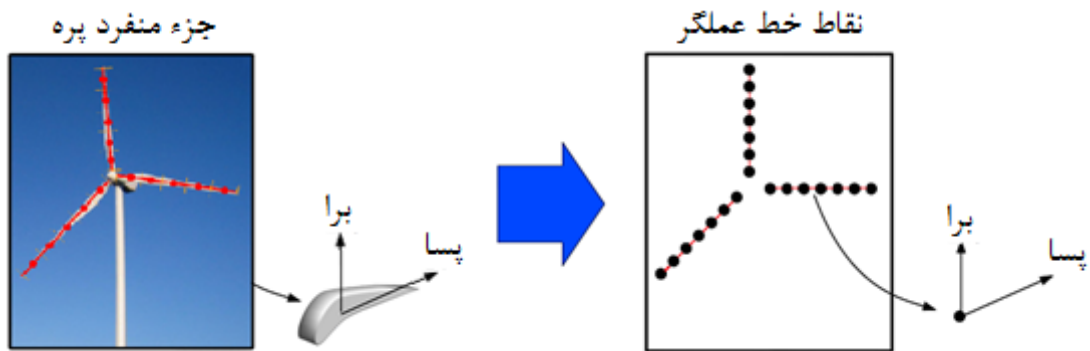
ایده کلی نظریه خط عملگر بدین صورت است که اثر پره‌های توربین توسط نیروی حجمی اعمال شده به نواحی خاصی از جریان بیان می‌شود، بنابراین همان طور که ذکر شد نیازی به حل جریان داخل لایه مرزی ندارد و برای حل می‌توان از یک شبکه بندی بسیار ساده استفاده کرد. در این پژوهش به منظور مدل سازی هندسه توربین، از سیستم مختصات کارتیزین استفاده خواهد شد. پره‌ها، به صورت یک مجموعه از نقاط در امتداد محور هر پره تعریف می‌شوند که هر نقطه مرکز یک المان عملگر می‌باشد. اولین پره به صورت یک خط موازی با زمین (صفحه x-y) تبیین می‌شود. سایر پره‌ها نیز توسط یک ماتریس دوران با استفاده از رابطه ۲-۴۳ و نسبت به پره اول به وجود می‌آیند.

$$\begin{bmatrix} u_x^2 + (1-u_x^2)c & u_x u_y (1-c) - u_z s & u_x u_z (1-c) + u_y s \\ u_x u_y (1-c) + u_z s & u_y^2 + (1-u_y^2)c & u_y u_z (1-c) - u_x s \\ u_x u_z (1-c) - u_y s & u_y u_z (1-c) + u_x s & u_z^2 + (1-u_z^2)c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = [x_1 \ y_1 \ z_1] \quad (۲-۴۳)$$

در ماتریس رابطه ۲-۴۳، θ ، زاویه دوران، c ، کسینوس زاویه θ ، s ، سینوس زاویه θ ، X_0 ، Y_0 ، Z_0

مختصات نقطه قبل از دوران، X_1 ، Y_1 ، Z_1 مختصات نقطه دوران یافته و $\vec{u} = u_x \vec{e}_x + u_y \vec{e}_y + u_z \vec{e}_z$

بردار یکه عمود بر صفحه دوران است.



شکل ۲-۶ شماتیک روش خط عملگر در شبیه‌سازی روتور توربین بادی [۲۳]

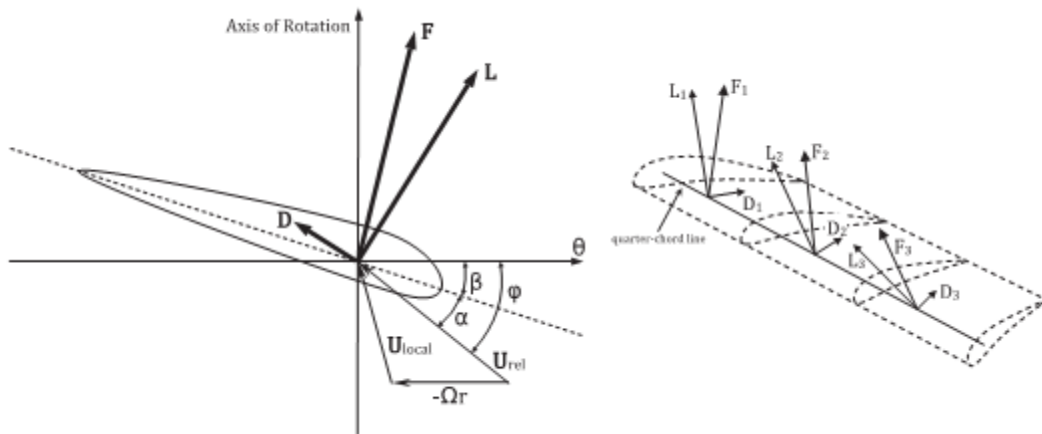
پره‌ها در هر گام زمانی بر اساس سرعت دورانی از پیش تعیین شده، می‌چرخند و موقعیت تمام نقاطی که در امتداد خطوط عملگر بوده‌اند توسط ماتریس دوران تغییر می‌کند. در این روش، نیروهای هرکدام از نقاط خطوط عملگر به‌عنوان یک نیروی حجمی بر میدان جریان تصویر می‌شوند. سپس این نیروهای حجمی به‌صورت یک عبارت با عنوان نیروی خارجی به معادله مؤمنتم اضافه می‌شوند. حال می‌توان این معادله جدید را برای هر گره از شبکه‌بندی حل نمود.

نقاط تعریف شده بر روی خطوط عملگر که نماینده مقاطع مختلف هندسه پره، از ریشه تا نوک هستند، بسته به نوع هواپر، زاویه میچ و طول وتر دارای ضرایب برا و پسای خاص خود هستند. این نیروهای حجمی در واقع همان نیروهای برا و پسای اعمال شده بر پره‌های توربین هستند. اندازه این نیروها از طریق فرآیندی مشابه با تئوری المان پره محاسبه می‌شود بدین‌صورت که ابتدا سرعت محلی جریان برای المان موردنظر مشخص می‌شود. سپس از طریق جدول ضرایب برا و پسای هواپر برای مقطع موردنظر و نیز استفاده از روابط زیر، اندازه این نیروها تعیین می‌گردند.

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho V_{rel}^2 c \Delta d \quad (۴۴-۲)$$

$$D = \frac{1}{2} C_d \rho V_{rel}^2 c \Delta d \quad (۴۵-۲)$$

در روابط ۲-۴۴ و ۲-۴۵، C طول وتر پره در مقطع موردنظر، Δd طول المان، ρ چگالی هوا، V_{rel} سرعت محلی جریان، C_l ضریب برا و C_d ضریب پسای هوا بر است.

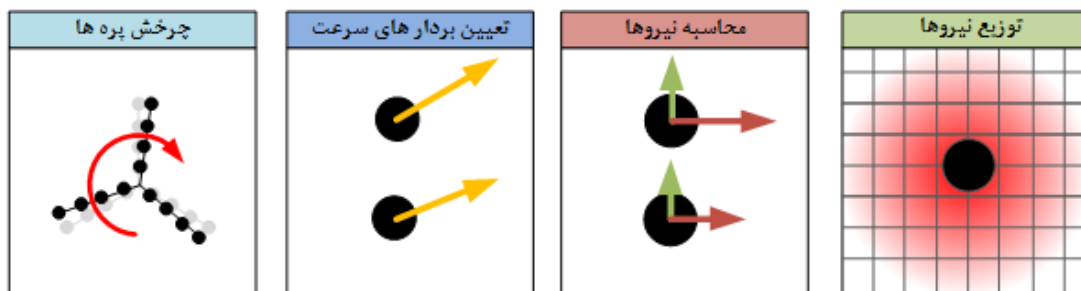


شکل ۲-۷ کاربرد روش خط عملگر در مدل سازی نیروهای اعمالی بر یک پره (راست) - نیروهای آئرو دینامیکی روی المان دوبعدی هوا بر (چپ) [۲۴]

بردار نیروی آئرو دینامیکی برای المان i ام پره i که در موقعیت (x_j, y_j, z_j) و زمان t قرار دارد به صورت $F_i^A(x_j, y_j, z_j, t)$ است و در نهایت بردار نیروی تصویر شده برای نقطه (x, y, z) زمان t باتوجه به انتگرال گیری از نیروهای آئرو دینامیکی تمامی المان ها به صورت زیر بیان می شود.

$$F_i^A(x, y, z, t) = \sum_{j=1}^3 f_i^A(x_j, y_j, z_j, t) \frac{1}{\varepsilon^3 \pi^{3/2}} \left[- \left(\frac{|d|}{\varepsilon} \right)^2 \right] \quad (2-46)$$

که در آن ε عرض تصویر نیرو و d فاصله بین المان j ام و نقطه (x, y, z) در میدان جریان است.



شکل ۲-۸ شماتیکی از مراحل مدل سازی در روش خط عملگر

۲-۶-۱ روش‌های مختلف انتخاب پارامتر ε

ε ، نیروی محاسبه‌شده المان‌های پره را بر روی شبکه‌بندی توزیع می‌کند. با این کار اندازه نیروی تصویر شده و فاصله محل اعمال نیرو از مرکز المان مربوط به آن نیرو تعیین می‌شود. این پارامتر باید به‌گونه‌ای انتخاب شود که هم از بروز نوسانات^۱ و اغتشاشات عددی جلوگیری شود و هم منجر به تخمین کمتر یا بیشتر از میزان واقعی پارامترهای محاسبه‌شده توربین مثل توان خروجی نشود.

روش‌های انتخاب پارامتر ε عبارت‌اند از:

- انتخاب بر اساس وضوح شبکه‌بندی^۲
- انتخاب بر اساس طول وتر پره
- انتخاب بر اساس توزیع بیضوی^۳

بر اساس پژوهش‌های ترولدبرگ [۱۷]، انتخاب ε منوط به وضوح شبکه‌بندی است. او نشان داد برای پرهیز از بروز نوسان و اغتشاشات عددی، این پارامتر حداقل باید دو برابر اندازه طولی سلول در جهت جریان باشد ($\varepsilon > 2\Delta x$).

شیوز^۴ و کرافورد^۵ [۲۵] نشان دادند که در مدل‌سازی پرها به صورت دقیق و مناسب، انتخاب ε با طول وتر محلی مرتبط است. آن‌ها مقدار $\varepsilon/c = 0.25$ را برای این کار پیشنهاد دادند.

ایده توزیع بیضوی پیشنهاد می‌دهد که ε باید با اندازه واقعی نیرو در سطح مقطع موردنظر متناسب باشد تا هندسه پره یا وضوح شبکه‌بندی.

^۱ Oscillation

^۲ Grid Resolution

^۳ Elliptic Distribution

^۴ Shives

^۵ Crawford

فرآیند محاسبه پارامتر ε در این روش به صورت زیر است:

(۱) یافتن نسبت منظری پره (AR)

$$\bar{C} = \frac{1}{R} \int_0^R c(r) dr \quad (47-2)$$

$$AR = \frac{R}{c} \quad (48-2)$$

در روابط ۴۷-۲ و ۴۸-۲، \bar{C} طول متوسط وتر پره، R طول کلی پره و AR ، نسبت منظری پره است.

(۲) یافتن یک سطح بیضوی (فرضی) با نسبت منظری برابر با حالت قبل.

(۳) فرض شود:

$$C_0 = \frac{4}{\pi} \bar{C} \quad (49-2)$$

$$C^*(r) = C_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2r}{R}\right)^2} \quad (50-2)$$

$$\varepsilon(r) / C^*(r) = \varepsilon_0 / C_0 = const \quad (51-2)$$

$$\varepsilon_0 = n_{\max} \Delta r \quad (52-2)$$

$$\varepsilon_{R/2} = n_{\min} \Delta r \quad (53-2)$$

که $n_{\min} = 1$ می باشد و همیشه باید یک عدد صحیح انتخاب شود.

همچنین برای n_{\max} داریم:

$$n_{\max} = \frac{\Delta r}{R} \approx 0.08 \dots 0.1 \quad (54-2)$$

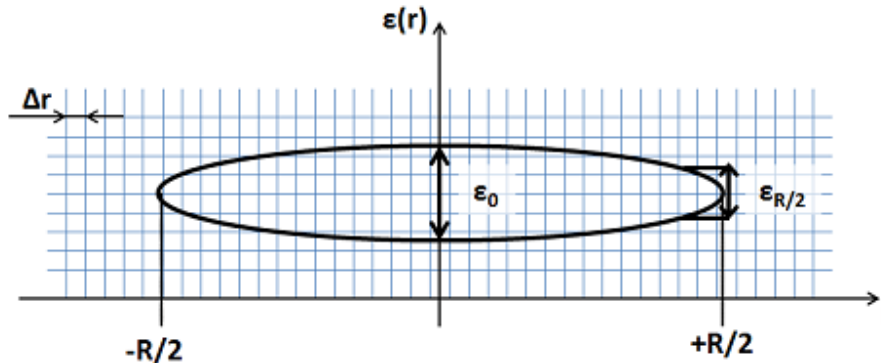
در رابطه ۵۴-۲، اندازه شبکه‌بندی در قسمت موردنظر و n_{\min} و n_{\max} برای مقید کردن بیشینه و کمینه مقدار پارامتر ε است.

با تلفیق روابط بالا رابطه نهایی برای انتخاب ε به صورت زیر ظاهر می‌شود.

$$\varepsilon / c^* = f(r, \Delta r, AR) = \frac{\Delta r}{4R} n_{\max} (\pi AR) = \text{const} \quad (55-2)$$

در این پژوهش از روش توزیع بیضوی برای انتخاب پارامتر ε استفاده شد. همچنین به منظور بررسی

تاثیر روش تعیین این پارامتر بر نتایج شبیه‌سازی، مدل‌سازی با استفاده از روش اول نیز انجام شد.



شکل ۹-۲ توزیع بیضوی پارامتر ε

۷-۲ تئوری سطح عملگر

مدل سطح عملگر^۱، از تعمیم نظریه خط عملگر حاصل شده است. در روش خط عملگر پره‌ها توسط خط جایگزین می‌شدند درحالی‌که در روش سطح عملگر با یک صفحه بیان می‌شوند. همین امر ما را نیازمند داشتن اطلاعات دقیق‌تری از مشخصات هوابر می‌کند به طوری‌که بجای ضرایب برا و پسا، نیازمند دانستن توزیع فشار و اصطکاک سطحی روی سطح هوابر هستیم.

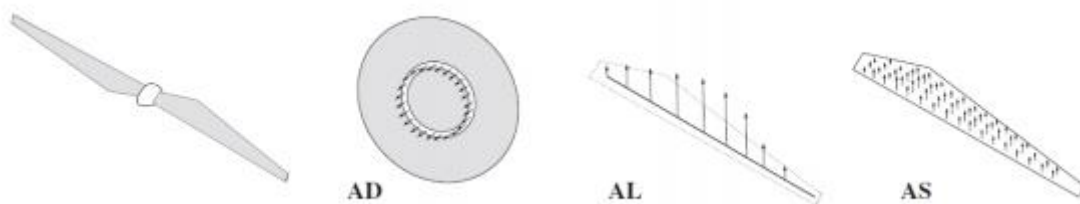
در این روش، نیروهای حجمی وابسته به وتر هستند و توسط رابطه زیر محاسبه می‌شوند.

$$f_{2D}^{AS}(\zeta) = f_{2D} F_{dist}(\zeta) \quad (۵۶-۲)$$

$$f_{2D}(\zeta) = \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 c (C_{le_L} + C_{de_D}) \quad (۵۷-۲)$$

در روابط ۵۶-۲ و ۵۷-۲ (ζ) جهت وتر هوابر می‌باشد و (F_{dist}) با تقریب زدن توابع تجربی توزیع

فشار در راستای وتر پره تعیین می‌شود.



شکل ۱۰-۲ مقایسه نحوه اعمال نیرو در روش‌های دیسک عملگر (AD)، خط عملگر (AL) و سطح عملگر (AS) [۲۳]

^۱ Actuator Surface

فصل سوم:

معرفی شرایط و نحوه مدل سازی مسأله

۱-۳ مقدمه

در این بخش به معرفی نرم افزار مورد استفاده در شبیه سازی، آشنایی با توربین بادی مورد مطالعه، بررسی مدل آشفتگی مورد استفاده، دامنه حل و نحوه شبکه بندی، شرایط مرزی و روش حل معادلات حاکم بر مسأله پرداخته شده است.

۲-۳ نرم افزار شبیه سازی

این فوم^۱ یکی از گسترش یافته ترین حلگرهای متن باز در زمینه مسائل دینامیک سیالات محاسباتی در جهان است. از این نرم افزار تقریباً برای اکثر کاربردهای صنعتی استفاده و نتایج حاصل از آن اعتبار سنجی شده است. اولین نسخه این فوم در سال ۱۹۹۲ توسط ولر^۲ و جاساک^۳ در امپریال کالج لندن نوشته شد و نام آن را simply FOAM نهادند. در سال ۱۹۹۹ یک شرکت به نام Nabla ltd به منظور توسعه و پشتیبانی تجاری از این نرم افزار تأسیس شد. در سال ۲۰۰۵ شرکت openCFD ltd به عنوان نهاد رسمی برای توسعه، حفظ و پشتیبانی این فوم متولد شد. در پایان سال ۲۰۱۲ نهاد openCFD توسط گروه ESI که یکی از بزرگترین شرکت های تولید نرم افزارهای متن باز است خریداری شد.

هر کاربر می تواند کدهای اصلی نرم افزار را استخراج و آن ها را تغییر و بهبود دهد و از این طریق در پروژه گسترش این فوم شرکت کند. این فوم بر اساس زبان برنامه نویسی ++C و سیستم عامل لینوکس بنا شده است. در حقیقت این نرم افزار یک کتابخانه عظیم از کلاس ها (مجموعه) است که به صورت افقی و از طریق فراخوانی باهم مرتبط می شوند. با استفاده از این روش، برنامه نویسی بسیار آسان تر می شود زیرا برای توسعه کدهای قبلی، تنها همان قسمت های مورد نیاز تغییر می یابند و نیازی نیست تا کل کدهای اساسی برنامه تغییر کنند.

^۱ OpenFOAM(Field Operation And Manipulation)

^۲ H.G. Weller

^۳ H. Jasak

همین امر باعث بهبود و یا افزودن هرچه راحت تر انواع حلگرها، مدل های آشفتگی، شرایط مرزی و روش های جدید حل عددی معادلات می شود. نرم افزار کاملاً برای کار به شیوه محاسبات موازی طراحی شده و می تواند با تعداد نامحدودی هسته پردازشگر، موازی سازی شود. بررسی های اولیه نشانگر آن بوده که امکان استفاده تا ۱۰۰۰ هسته برای انجام محاسبات با این نرم افزار وجود دارد. علاوه بر این، ابزارهایی کاربردی برای انجام عملیات های مختلف بر روی داده های حاصل از محاسبات همانند paraView که جهت مشاهده نتایج است، در این نرم افزار تهیه شده است.

این فوم بر اساس روش حجم محدود طراحی شده است و شامل تکنیک های عددی متنوعی برای انتگرال گیری در حوزه های زمان و فضا می باشد [۲۶].

برخی از حلگرهای این نرم افزار عبارتند از :

icoFoam : حلگر جریان های آرام ، تراکم ناپذیر و ناپایا

pisoFoam : حلگر جریان های آشفته ، تراکم ناپذیر و ناپایا

simpleFoam : حلگر جریان های پایا

۳-۳ معادلات، روند حل و الگوریتم شبیه سازی

معادلات تراکم ناپذیر و فیلتر شده ناویر-استوکس که در مدل سازی تئوری خط عملگر استفاده شد،

در فرم تعمیم یافته آن ، به شکل معادلات ۱-۳ و ۲-۳ می باشد:

$$\frac{\partial \bar{U}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{U}_i \bar{U}_j)}{\partial x_j} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \nu \frac{\partial^2 \bar{U}_i}{\partial x_j^2} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \bar{f}_\varepsilon \quad (1-3)$$

$$\frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2-3)$$

در روابط ۱-۳ و ۲-۳، \bar{U} سرعت فیلتر شده و \bar{f}_ε نیروی خارجی به دست آمده از خطوط عملگر است.

همچنین T_{ij} نشانگر تنش‌های درهمی است و توسط رابطه زیر محاسبه می‌شود.

$$\tau_{ij} = \nu_t \left(\frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{U}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} k \delta_{ij} \quad (3-3)$$

در این رابطه ν_t لزجت ادی است و رابطه آن به صورت زیر است:

$$\nu_t = C_s |\bar{\omega}|^\alpha k^{(1-\alpha)/2} \Delta^{(1+\alpha)} \quad (4-3)$$

در رابطه ۳-۴، ω ورتیسسته، $\Delta = (\Delta_x \Delta_y \Delta_z)^{1/3}$ ، C_s ثابت مدل آشفتگی، $\alpha = 0.5$ و K انرژی جنبشی درهمی است که رابطه آن به صورت معادله ۳-۵ می‌باشد.

$$k = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^3 (U_j - \bar{U}_j)^2 \quad (5-3)$$

۳-۳-۱ روند حل معادلات و انتخاب حلگر

به دلیل اعمال مومنتوم خارجی در فضای ناویر-استوکس، پدیده جدایش^۱ پارامتر سرعت از پارامتر فشار دور از انتظار نیست و با توجه به اینکه در نظریه خط عملگر، تمرکز مومنتوم به صورت خطی خواهد بود و نه حجمی، احتمال بروز جدایش بیشتر می‌باشد.

الگوریتم‌های مختلفی برای حل معادلات ناویر-استوکس همراه با یک میدان سرعت و فشار کوپل^۲ شده به یکدیگر وجود دارند. باتوجه به نکته بالا و نیز ناپایا بودن مسأله، در این پژوهش از الگوریتم PISO برای حل معادلات استفاده شد.

^۱ Separation

^۲ Coupled

مراحل حل معادلات در الگوریتم پیزو به طور خلاصه به ترتیب زیر می باشد :

(۱) تخمین میدان فشار

(۲) محاسبه سرعتها

(۳) حل معادله تصحیح فشار

(۴) تصحیح مقادیر فشار و سرعتها

(۵) حل مجدد معادله تصحیح فشار

(۶) تصحیح مجدد مقادیر فشار و سرعتها

(۷) ادامه حل از مرحله ۲ تا رسیدن به همگرایی

در اینجا به توضیح بیشتر و دقیق این مراحل می پردازیم. نخست، یک میدان فشار اولیه (p^*) تخمین زده می شود که در ادامه از آن جهت حل معادلات مؤمنتم در راستای X و Y و به منظور یافتن سرعت در این راستاها (به ترتیب u^* و v^*) استفاده می شود. برای معادله مؤمنتم در راستای X که عبارت نیروی حجمی نیز به آن اضافه شده، داریم :

$$a_R u_R^* = \sum_{nb} (a_{nb} u_{nb}^*) - (p_e^* A_e - p_w^* A_w) + b_R \quad (۶-۳)$$

در رابطه ۳-۶، nb مخفف همسایگی^۱ است. سرعتها و نیز عبارت نیروی حجمی در مرکز سلول شبکه بندی^۲ قرار دارند درحالی که جملات مربوط به فشار روی سطح سلولها وجود دارد. ضرایب a به عنوان معادلات جابجایی - پخش^۳ تعریف می شوند.

^۱ Neighbor

^۲ Grid Cell

^۳ Convection-Diffusion

برای فشار، یک فاکتور تصحیح به صورت $p = p^* + p^c$ تعریف می‌شود. به همین ترتیب فاکتورهای تصحیح سرعت‌ها نیز تبیین می‌شوند. با جایگزین کردن u بجای u^* در معادله ۳-۶، معادله تصحیح سرعت به شکل زیر حاصل می‌شود:

$$a_R u_R^c = \sum_{nb} (a_{nb} u_{nb}^c) - (p_e^c - p_w^c) A_R \quad (7-3)$$

به منظور ساده‌سازی، از اولین عبارت در سمت راست معادله فوق صرف‌نظر می‌شود. معادله در راستای Y نیز دقیقه به همین طریق حاصل می‌شود. حال فاکتورهای تصحیح سرعت (v^c و u^c) تنها تابع میدان فشار (p^c) هستند. میدان فشار از حل معادله پیوستگی و با فرض $u = u^* + u^c$ و $v = v^* + v^c$ حاصل می‌شود. همچنین u^* و v^* نیز با استفاده از p^* محاسبه می‌شوند. معادله تصحیح فشار عبارت است از :

$$a_{P,R} p_R^c = a_{P,W} p_W^c + a_{P,E} p_E^c + a_{P,N} p_N^c + a_{P,S} p_S^c + b_{P,R} \quad (8-3)$$

که جملات آن به صورت زیر تعریف می‌شوند.

$$a_{P,W} = \rho A_{u,R}^2 / a_{u,R}, \quad a_{P,S} = \rho A_{v,R}^2 / a_{v,R} \quad (9-3)$$

$$b_{P,R} = - \left[(\rho A u^*)_e + (\rho A u^*)_w + (\rho A u^*)_n + (\rho A u^*)_s \right] \quad (10-3)$$

$a_{p,w}$ ، ضریب متعلق به مرز غربی سلول شبکه‌بندی است که فشار در مرکز آن قرار گرفته است. ضرایب u و v نیز مشابه p هستند. ضریب a_p برای بهبود همگرایی استفاده می‌شود که از آن با عنوان ضریب تخفیف یا Relaxation Factor یاد می‌شود. این ضریب، تغییرات در متغیرها را برای هر مرحله تکرار در حل محدود می‌کند و میدان فشار جدید به صورت $p = p^* + a_p \cdot p^c$ حاصل می‌شود. ضریب به صورت a_p تجربی انتخاب می‌شود و معمولاً مقداری برابر 0.3 را به خود اختصاص می‌دهد.

به طور مشابه با در نظر گرفتن ضریب a_u برای معادله سرعت در راستای X داریم :

$$u^{*(k+1)} = u^{*(k)} + a_u (u^{*(k+1)} - u^{*(k)}) \quad (11-3)$$

که معمولاً مقدار $a_u = 0.7$ انتخاب می شود. اندیس (k) و (k+1) به گام های تکرار حل اشاره دارد.

پس از محاسبه میدان های سرعت و فشار جدید، برای بار دوم عملیات تصحیح بر روی این میدان ها انجام می شود. معادله تصحیح فشار مجدد مشابه همان معادله اول محاسبه می شود. پس از اعمال اولین تصحیح، مقادیر سرعت و فشار به صورت زیر در آمدند:

$$p^{**} = p^* + p^c \quad (12-3)$$

$$u^{**} = u^* + u^c \quad (13-3)$$

$$v^{**} = v^* + v^c \quad (14-3)$$

در معادله تصحیح مجدد فشار، یک فاکتور تصحیح جدید به صورت p^{cc} تعریف می کنیم. بنابراین داریم: $p = p^{**} + p^{cc}$. این روند برای میدان های سرعت نیز دقیقه به همین شکل خواهد بود. حال معادله گسسته سازی شده مؤمنتم در جهت X به صورت زیر در می آید.

$$a_{u,R} u_R^{**} = \sum_{nb} (a_{u,nb} u_{nb}^*) - (p_e^{**} - p_w^{**}) A_R + b_R \quad (15-3)$$

همچنین معادله پس از اعمال دو مرحله تصحیح سرعت به شکل زیر حاصل می شود.

$$a_{u,R} u_R^{**} = \sum_{nb} (a_{u,nb} u_{nb}^{**}) - (p_e - p_w) A_R + b_R \quad (16-3)$$

توجه شود که سرعت ها در اولین جمله سمت راست معادلات بالا با توجه به سرعت های اصلاح نشده محاسبه می شوند. $u^{**} = u - u^{cc}$ و $u^* = u^{**} - u^c$.

با تفاضل دو رابطه بالا از هم داریم :

$$u_R = u_R^{**} + \frac{\sum_{nb} a_{u,nb} (u_{nb}^{**} - u_{nb}^*) + b_R}{a_{u,R}} - \frac{A_R}{a_{u,R}} (p_e - p_w) \quad (17-3)$$

این معادله و معادله مشابه آن برای راستای Y با معادله پیوستگی ترکیب شده و برای نوشتن معادله تصحیح فشار مجدد بکار برده می‌شوند.

۳-۲-۳ الگوریتم شبیه‌سازی

پس از انتخاب حلگر مناسب جهت حل معادلات، حال اقدام به شبیه‌سازی توربین طبق الگوریتم نشان داده شده در شکل زیر می‌کنیم.



شکل ۳-۱ الگوریتم بکار رفته در برنامه جهت مدل‌سازی با استفاده از حلگر pisoFoam

۳-۴ آزمون تجربی

آزمون توربین بادی مکزیکو^۱ در شرایط کنترل شده توسط اتحادیه اروپا در سال ۲۰۰۶ میلادی تأمین مالی شد و طراحی بخش‌های مختلف آزمون با همکاری مؤسسه‌ها و دانشگاه‌های مختلف به انجام رسید. مرکز تحقیقات انرژی هلند^۲ (ای-سی-ان) که مدیریت این پروژه را در دست داشت، در راستای اهداف پروژه، جهت توسعه نظریه‌های مختلف در زمینه مدل‌سازی توربین‌های بادی با بستن قرارداد با دانشگاه-های مطرح، مجموعه تحقیقاتی یکپارچه‌ای به نام مکس-نکست^۳ را راه‌اندازی نمود. تونل باد DNW/LLF و توربین بادی نصب شده در آن جهت انجام آزمون مکزیکو به ترتیب در شکل‌های ۲-۳ و ۳-۳ نشان داده شده است. مقطع آزمون این تونل باد، متغیر بوده و با ابعاد ۹/۵×۹/۵ مترمربع می‌تواند بیشینه سرعت ۱۵۵ متر بر ثانیه که برابر عدد رینولدز $10^6 \times 9/3$ است را برای آزمون‌های تجربی فراهم کند و با کوچکترین مقطع، این تونل باد قادر است که محدوده ۰/۰۱ تا ۰/۴۲ ماخ را پوشش دهد.



شکل ۳-۲ تونل باد DNW/LLF، بزرگترین تونل باد اروپا [۲۷]

^۱ MEXICO(Model Experiments in Controlled Conditions)

^۲ ECN(Energy Research Centre of the Netherlands)

^۳ Mexnext

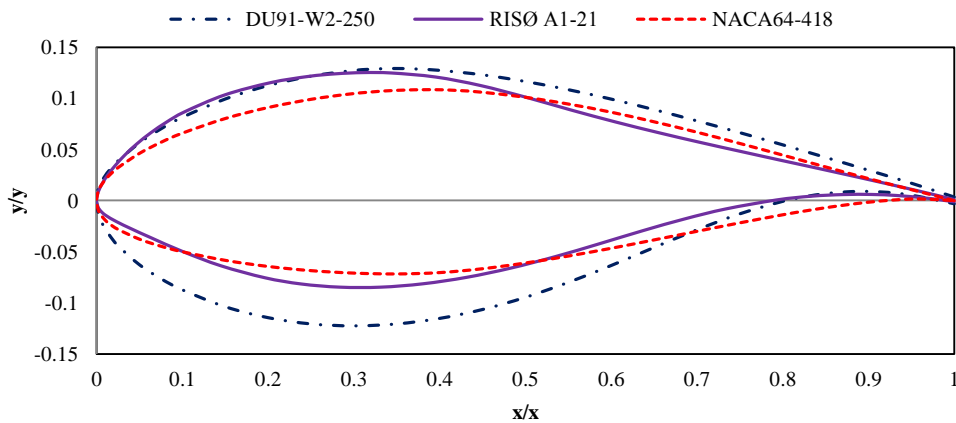


شکل ۳-۳ توربین بادی آزمون مکزیکو [۲۷]

با توجه به ابعاد مقطع آزمون تونل باد ($9/5 \times 9/5$ مترمربع)، توربین محور افقی سه پره با قطر $4/5$ متر و سرعت دورانی 424 دور بر دقیقه جهت انجام آزمون مکزیکو در نظر گرفته شد و سپس طراحی پره، ابزارهای اندازه‌گیری قابل نصب روی آن، ناسل، توپی و سایر اجزاء سامانه به انجام رسید. با توجه به شرایط متوسط سرعت باد در نقاط مختلف دنیا و همچنین گستره سرعت هوای تونل باد، تصمیم بر آن شد که توربین برای سرعت مشخصه 15 متر بر ثانیه باد طراحی گردد.

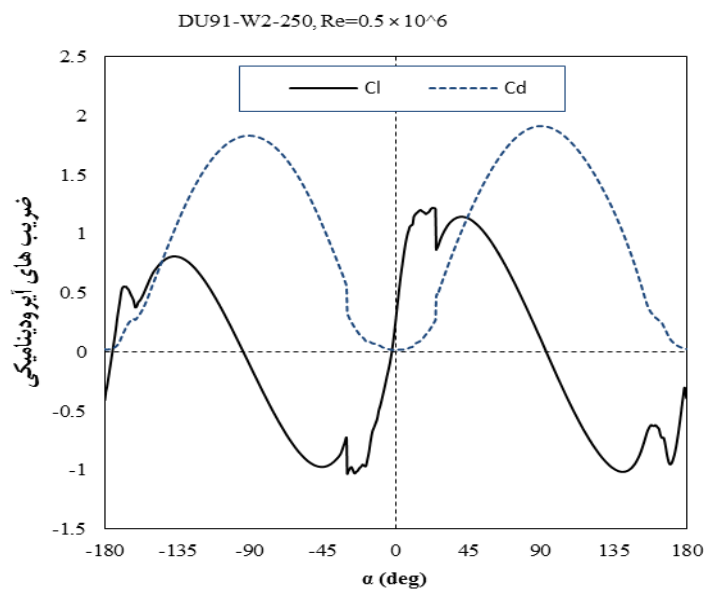
پره توربین از ترکیب سه هواپر طراحی شد. با توجه به توزیع آئرو دینامیکی، هواپرهای از سمت مرکز دوران پره به ترتیب $DU91-W2-250$ ، $RIS\emptyset A1-21$ و $NACA64-418$ انتخاب و چیده شدند. شکل ۳-۴ هندسه این هواپر را در مقایسه با هم به تصویر کشیده است.

ساختار پره طراحی شده به این صورت است که ریشه پره از یک استوانه شروع می‌شود و به صورت پیوسته به هواپر اول تغییر شکل می‌یابد و فاصله بین هر دو هواپر هم با یک انتقال پیوسته خطی پر می‌شود.

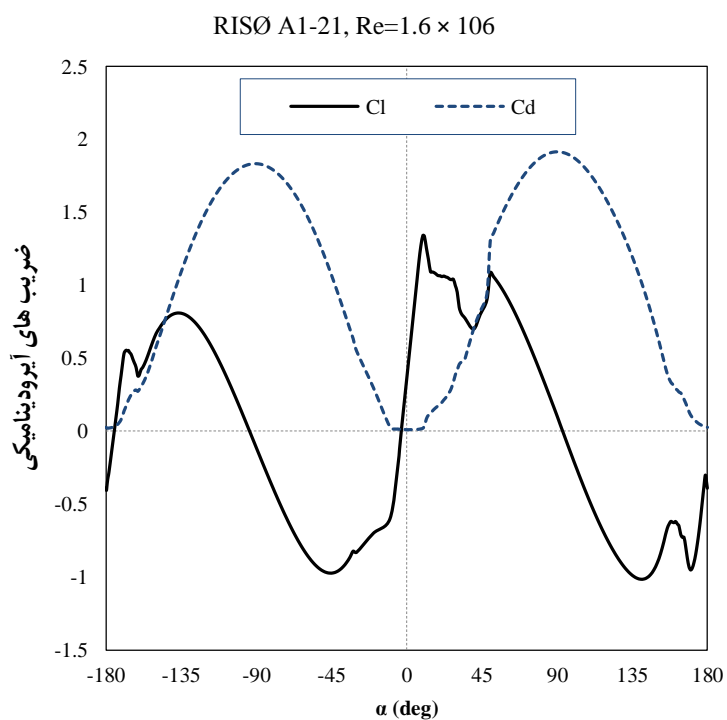


شکل ۳-۴ هندسه سه هواپر استفاده شده در توربین بادی آزمون مکزیکو [۲۷].

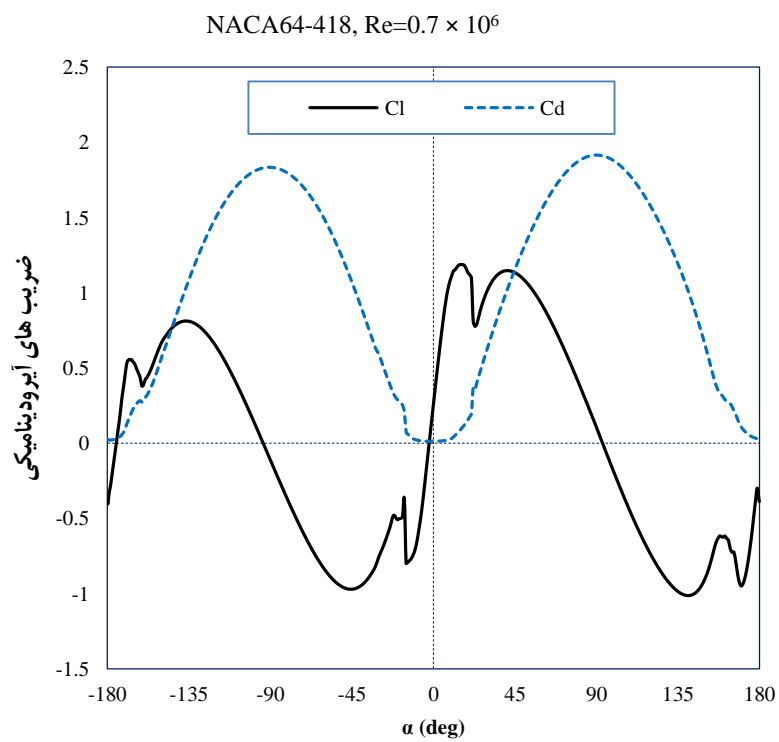
مشخصات هواپرهای در نظر گرفته شده که شامل تغییرات ضرایب برآ و پسای هواپرهای در مقابل تغییرات زاویه حمله (α) جریان هوا می‌باشد، به ترتیب در شکل ۳-۵ تا شکل ۳-۷ آمده است. این ضرایب بخشی از مواد کار مدل‌سازی توربین‌های بادی بر اساس علوم پایه آئرو دینامیک می‌باشند.



شکل ۳-۵ تغییرات ضرایب برآ و پسای از سمت مرکز دوران هواپر اول، DU91-W2-250.

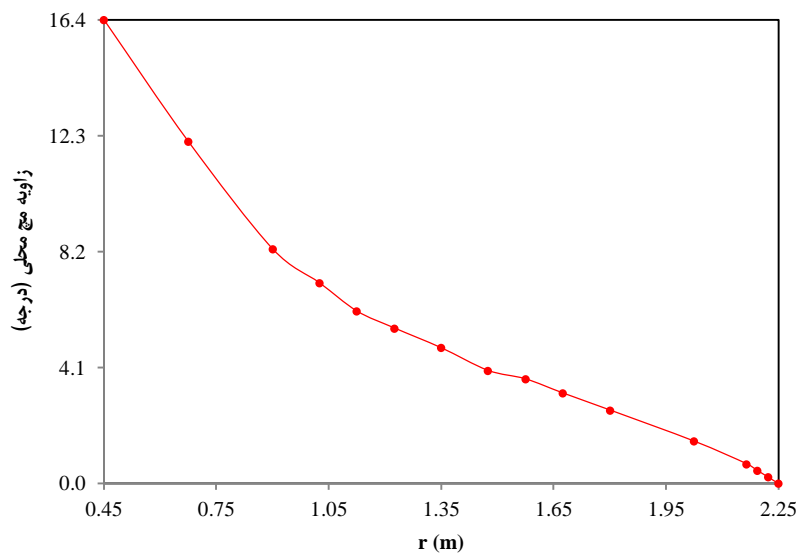


شکل ۳-۶ تغییرات ضرایب برا و پسا از سمت مرکز دوران هوا بر دوم، RISØ A1-21.

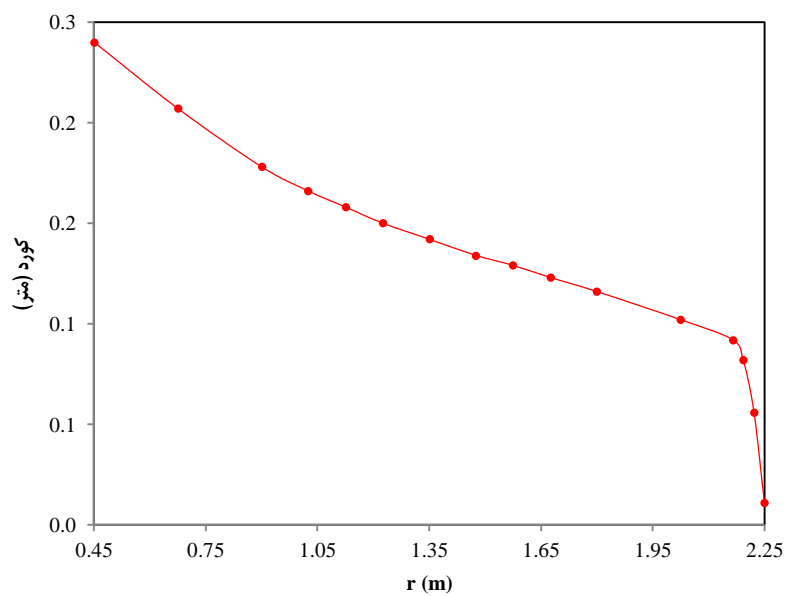


شکل ۳-۷ تغییرات ضرایب برا و پسا از سمت مرکز دوران هوا بر سوم، NACA64-418.

تابع‌های تغییر زاویه گام محلی و اندازه وتر در طول پره به ترتیب مطابق با شکل ۸-۳ و شکل ۹-۳ توسط گروه طراحی پره در نظر گرفته شد.

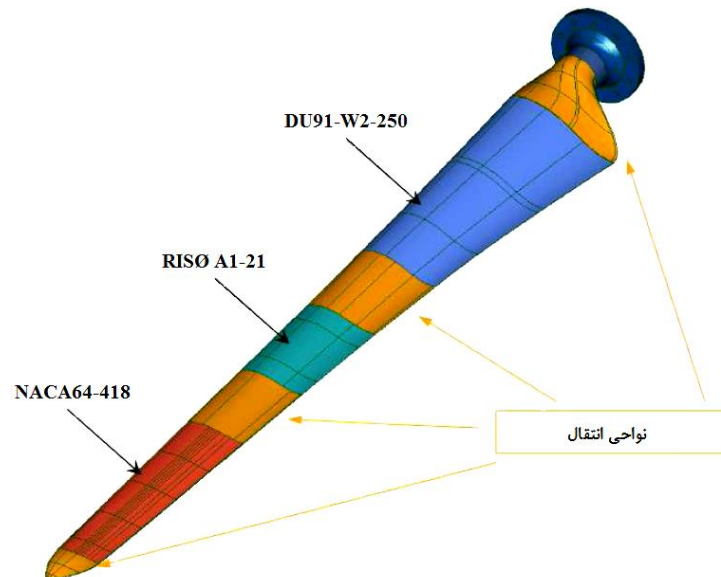


شکل ۸-۳ تغییرات زاویه گام محلی در طول پره توربین بادی.



شکل ۹-۳ تغییرات وتر در طول پره توربین.

با توجه به نوع هوابرهای انتخاب شده، چیدمان آن‌ها روی پره و در نهایت توابع طراحی شده برای زاویه گام محلی و وتر، مدل سه بعدی هندسه پره به صورت شکل ۳-۱۰ طراحی شد که شرح جزئیات را نیز شامل می‌شود.



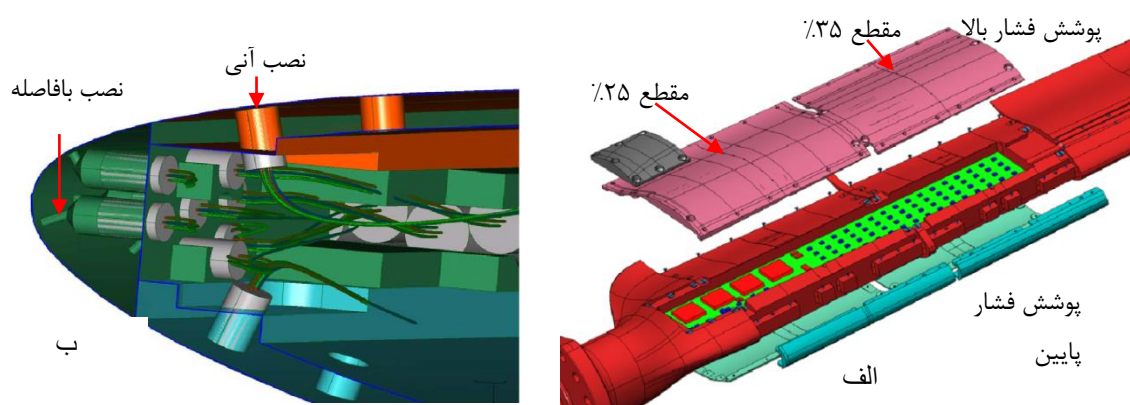
شکل ۳-۱۰ پره روتور توربین طراحی شده توسط تیم طراحی پره به ترتیب تفکیک هوابرهای پره [۲۷].

پیش از ارائه نقشه‌های صنعتی پره این توربین بادی به گروه ساخت، با مشورت با گروه طراحی ابزارهای اندازه‌گیری آزمون، طراحی شده توسط دانشگاه صنعتی دلف^۱ هلند و مرکز هوافضای هلند (ان-آر)^۲، نوع حسگرها، تعداد آن‌ها و محل نصب آن‌ها روی پره تعیین شد. همچنین تصمیم بر آن شد که سیگنال‌های خروجی از حسگرها در یک مدار درون پره هماهنگ شوند تا انتقال داده‌ها به سامانه تحصیل داده راحت‌تر صورت گیرد شکل ۳-۱۱ الف. لذا علاوه بر در نظر گرفتن پایه حسگرها روی پره‌ها، فضایی نیز درون هر پره جهت نصب مدار هماهنگ‌کننده در نظر گرفته شد و در نهایت نقشه‌های صنعتی آن آماده و به گروه ساخت و تولید سپرده شد.

^۱ DTU(Technical University of Denmark)

^۲ NLR(Netherlands Aerospace Centre)

برای اندازه‌گیری توزیع فشار و نهایتاً محاسبه تکانه‌های وارده بر پره توربین از آن، ۱۴۸ حسگر اندازه‌گیری فشار، ساخته شده توسط شرکت کولیت، در پنج مقطع مختلف هر پره نصب شدند. این مقاطع به ترتیب در فاصله‌های ۲۵ درصد، ۳۵ درصد، ۶۰ درصد، ۸۲ درصد و ۹۲ درصد طول پره از طرف مرکز دوران انتخاب شدند.



شکل ۳-۱۱ الف: ۲۵ و ۳۵ درصد فاصله از ابتدای پره، و همچنین فضای موجود درون پره؛ ب: حسگرهای فشار کولیت که در لبه جلوی هوا بر بافاصله و در پهناهای هوا بر به صورت آبی نصب شده‌اند.

بر ساق هر پره دو عدد کرنش‌سنج نصب شده است که ممان‌های وارده در راستای وتر اولین هوا بر عمود بر آن را در هر پره اندازه‌گیری کنند. دو حسگر شتاب سنج نیز که بر نوک یکی از پره‌ها نصب شده، جهت اندازه‌گیری شتاب در راستای جریان باد و عمود بر آن (در صفحه دوران روتور) استفاده شده است. یک حسگر دما که در فاصله ۲۵ درصد در طول پره نصب شده برای اندازه‌گیری دما در صفحه روتور استفاده شده است. با نصب این مجموعه از حسگرها و همچنین وسایل اندازه‌گیری می‌توان به راحتی سرعت جریان باد، مقدار نیروی محوری و سمتی وارد شده به پره توربین بادی و در نهایت توان خروجی از توربین بادی را محاسبه کرد. داده‌های عملکرد توربینی در محدوده سرعت ۷ متر بر ثانیه تا ۲۴ متر بر ثانیه، را در ۱۱ سرعت مختلف و سایر پارامترها در سه سرعت ۱۰، ۱۵، ۲۴ متر بر ثانیه اندازه‌گیری و ثبت شدند.

با توجه به اینکه توربین برای سرعت مشخصه ۱۵ متر بر ثانیه طراحی شده بود، لذا سرعت پایین‌تر ۱۰ متر بر ثانیه برای حالت تلاطم و سرعت بالاتر ۲۴ متر بر ثانیه برای حالت ایست^۱ توربین در نظر گرفته شد [۲۷].

۳-۵ مدل‌سازی آشفتگی

به منظور مدل‌سازی پسابدهای به وجود آمده در پشت روتور و نیز تحلیل جریان آشفته حاصل از دوران پره‌ها، علاوه بر معادلات پایستگی جرم و مومنتوم، معادلات آشفتگی نیز باید در نظر گرفته شوند تا بتوان مدل‌سازی جریان را به طور کامل انجام داد. بدین منظور می‌توان از دو روش مرسوم میانگین رینولدز^۲، RANS، و یا روش شبیه‌سازی گردابه بزرگ^۳، LES، برای مدل‌سازی استفاده کرد.

مدل‌های مختلف روش میانگین رینولدز، به مدت‌زمان پردازش بسیار کم‌تری نیاز دارند و عموماً بیش‌تر مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این روش با متوسط‌گیری زمانی، مقادیر متوسط متغیرها محاسبه می‌شود. همچنین پارامترها به دو جمله نوسانی و متوسط که شامل تمامی مقادیر نوسان است تجزیه می‌شوند. روش شبیه‌سازی گردابه بزرگ، LES، گردابه‌های بزرگ‌تر را تجزیه می‌کند و فقط زمانی مورد نیاز است که در مدل مورد نظر جدایش و یا نواحی بزرگی با جریان بازگشتی وجود داشته باشد.

در روش RANS، هزینه محاسبات وابستگی کمی به رینولدز دارد، در حالی که در روش LES، هزینه محاسبات وابستگی زیادی با مربع عدد رینولدز دارد. همچنین در مجاورت مرزهای جامد که لایه مرزی تشکیل می‌شود، روش LES بی‌نهایت هزینه‌بر می‌باشد؛ زیرا این روش مستلزم ایجاد شبکه بسیار ریز در سه جهت است در حالی که در روش RANS، ریز بودن شبکه تنها در جهت عمود بر مرز کافی است. مزیت LES نسبت به RANS در آن است که ابتدا مقیاس‌های بزرگ از مقیاس‌های کوچک جدا شده و سپس نوسان موجود در مقیاس‌های کوچک مدل‌سازی می‌شود.

^۱ Stall

^۲ Reynolds-averaged Navier-Stokes

^۳ Large Eddy Simulation

۳-۵-۱ روش میانگین رینولدز - RANS

مدل‌های RANS، روش تجزیه رینولدز را بر معادلات ناویر-استوکس اعمال می‌کنند. به عبارتی این روش مؤلفه سرعت را به دو قسمت میانگین سرعت و بخش‌های در حال تغییر (نوسان) می‌شکند. این کار منجر به تولید یک مجهول می‌شود که به تنش رینولدز معروف است. برای حل تنش رینولدز^۱ از مدل‌های آشفتگی استفاده می‌شود که عمدتاً دو روش برای آن وجود دارد.

در روش اول که لزجت گردابه نام دارد و نسبت به روش دوم متداول‌تر است، برای مقدار لزجت آشفتگی یک مقدار همسانگرد^۲ در نظر گرفته می‌شود، اما در روش دوم، برای حل هر یک از شش تنش رینولدز به‌طور جداگانه از مدل تنش رینولدز استفاده می‌شود و بنابراین این روش غیر همسانگرد است.

۳-۵-۱-۱ مدل‌های لزجت گردابه

محدودیت این مدل‌ها در استفاده آن‌ها از یک مقدار همسانگرد برای لزجت آشفتگی^۳ است و این مسئله ممکن است منجر به افزایش پخش آشفتگی در نتایج شود. واضح است که محاسبه شش تنش رینولدز منجر به مدل‌سازی دقیق‌تری می‌شود اما از آنجایی که تعداد معادلات بیش‌تر شده است مدت‌زمان محاسبات افزایش می‌یابد.

در زیر مدل‌های لزجت گردابه‌ای که عموماً بیش‌تر استفاده می‌شوند آورده شده است:

Spalart-Allmaras: مدل تک معادله‌ای است که به‌طور خاص برای کاربردهای هوافضایی طراحی شده

است و در مسائل توربوماشین هم توانسته محبوبیت به دست بیاورد.

^۱ Reynolds Stress

^۲ Isotropic

^۳ Turbulent Viscosity

k-epsilon: مدل دو معادله‌ای است که برای رفتار جریان در ناحیه‌هایی که با دیواره محدود نشده است و نتیجتاً شرط عدم لغزشی وجود ندارد، مورد استفاده قرار می‌گیرد. (استاندارد صنعتی قدیمی)

k-omega: مدل دو معادله‌ای است که برای جریان‌های که با دیواره محدود شده‌اند مورد استفاده قرار می‌گیرد، البته این مدل خیلی متداول نیست.

SST(Shear Stress Transport): این مدل دو معادله‌ای ترکیبی از مزایای جریان آزاد مدل $k-\epsilon$ و جریان محدود به دیواره‌ی مدل k-omega است. این مدل، استاندارد صنعتی جدید است.

۳-۵-۱-۲ مدل‌های تنش رینولدز

مدل‌های دیفرانسیلی تنش رینولدز^۱ (RSM)، که جزء مدل‌های مرتبه دوم هستند، فیزیک جریان را به‌طور کامل‌تری دربرمی‌گیرند و به‌طور گسترده‌ای برای تحلیل جریان‌های به‌شدت چرخشی مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این مدل‌ها، فرضیات مدل لزجت گردابه‌ای رها شده و مؤلفه‌های مجهول تنش‌های رینولدز مستقیماً و از حل معادلات دیفرانسیلی انتقال به دست می‌آیند. اگرچه مدل‌های تنش رینولدز جزء کامل‌ترین مدل‌های آشفتگی هستند ولی با این وجود، دشواری و زمان‌بر بودن محاسبات، کاربرد این مدل‌ها را در مسائل مهندسی محدود می‌کند.

۳-۵-۲ روش شبیه‌سازی گردابه بزرگ - LES

روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ مبتنی بر نظریه آبشار کولموگروف است. در این نظریه، انرژی به بزرگترین مقیاس داده شده و سپس این انرژی به مقیاس‌های کوچکتر منتقل می‌شود. این فرآیند تا آنجا ادامه می‌یابد که انرژی در کوچکترین مقیاس‌ها تلف شده و موازنه انرژی برقرار شود. همان‌طور که قبلاً هم گفته شد، در روش LES، ابتدا مقیاس‌های بزرگ که انرژی به آن‌ها داده می‌شود، حل می‌شوند؛

^۱ Reynolds Stress Model

از آنجا که تنها با حل مقیاس‌های بزرگ، موازنه انرژی برقرار نمی‌شود، لذا لازم است تا اثر مقیاس‌های کوچک که تلف‌کننده انرژی هستند نیز در نظر گرفته شود. بدین منظور، از مدل‌های مقیاس‌زیرشبکه که در راستای تخمین نرخ اتلاف انرژی توسعه یافته‌اند، استفاده می‌شود [۲۸]. بنابراین در این روش، حرکت‌های مقیاس بزرگ دقیق‌تر حل می‌شود و حرکت‌های مقیاس کوچک به جای حل شدن، مدل‌سازی می‌شود.

به منظور مدل‌سازی جمله‌های مربوط به لزجت و تنش‌های درهمی در معادله مومنتم، مدل‌های زیادی پیشنهاد شده است که معتبرترین و مناسب‌ترین آن‌ها، مدل‌های وابسته به جریان و هندسه است. البته این موضوع همچنان به عنوان زمینه‌ای قوی جهت تحقیقات، از پتانسیل بالایی برخوردار است.

در سال‌های اخیر، در ارتباط با مدل‌سازی ناحیه گردابی پشت توربین بادی، به مدل LES توجه زیادی شده است. زیرا این مدل توانایی کار کردن در شرایط ناپایا و جریان‌های آشسته غیر همسان‌گرد که تحت تأثیر ساختارهای با مقیاس بزرگ هستند را دارد و این مزیت بسیار مهمی نسبت به روش RANS می‌باشد.

معادلاتی که در روش LES حل می‌شوند به طور معمول از تعمیم و فیلتر کردن معادلات ناویر-استوکس به منظور جداسازی گردابه‌های کوچک و بزرگ به دست می‌آیند. در نتیجه معادلات حاصله سیر تکامل گردابه‌های بزرگ را توصیف می‌کند و شامل تانسور تنش مقیاس زیر شبکه^۱ (SGS) است که این تانسور اثرات گردابه‌های مقیاس کوچک حل نشده را نشان می‌دهد. روش LES به شبکه‌بندی حساس است اما در مورد جدایش و جریان بازگشتی جواب‌های بسیار بهتری می‌دهد. از همین روی در این پژوهش از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ استفاده شده است.

^۱ Sub-Grid Scale

یک متغیر فیلتر شده به صورت زیر تعریف می شود :

$$\bar{\phi}(x) = \int_D \phi(x') G(x, x') dx' \quad (18-3)$$

که در آن ϕ یک متغیر فضا و $\bar{\phi}$ به معنی پارامتر فیلتر شده ϕ می باشد. همچنین D دامنه سیال و G تابع فیلتر کننده است که مقیاس ادی های حل شونده را تعیین می کند.

۳-۵-۲-۱ مدل مقیاس زیرشبکه - SGS

با انجام فرآیند فیلتر کردن، فقط تنش های با مقیاس کوچکتر مدل می شوند. با استفاده از تئوری بوسینسک^۱ تنش های درهم SGS تولید می شوند.

$$\tau_{ij} - \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} = -2\mu_t \bar{S}_{ij} \quad (19-3)$$

که در آن μ_t لزجت درهم SGS است. بخش همسان تنش های SGS یعنی τ_{kk} مدل نمی شوند اما به عبارت فشار ایستا فیلتر شده افزوده می شود.

S_{ij} تانسور نرخ کرنش برای مقیاس حل شده است و توسط رابطه زیر تعیین می شود:

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (20-3)$$

برای مدل SGS، ۴ گزینه اصلی به صورت زیر وجود دارد :

- مدل Smagorinsky-Lilly

- مدل dynamic Smagorinsky-Lilly

- مدل WALE - (Wall Adapting Local Eddy-viscosity)

- مدل Spalart-Allmaras

^۱ Boussinesq eddy viscosity assumption

شار درهمی^۱ SGS برای یک متغیر عددی (اسکالر) مثل ϕ با استفاده از عدد پیرانتل درهم SGS که به صورت زیر تعریف می شود، مدل می شوند.

$$q_j = -\frac{\mu_t}{\sigma} \frac{\partial \phi}{\partial x_j} \quad (21-3)$$

که در آن q_j شار SGS است. در این پژوهش از مدل dynamic Smagorinsky برای شبیه سازی پسابدهای روتور توربین بادی استفاده شد.

لزجت ادی^۲ در این مدل به صورت زیر تعریف می شود :

$$\mu_t = \rho L_s^2 |\bar{S}| \quad (22-3)$$

که در آن L_s طول اختلاط SGS است و توسط رابطه زیر محاسبه می شود :

$$L_s = \min(kd, C_s \Delta) \quad (23-3)$$

که در آن k ثابت ون کارمن، d فاصله تا نزدیکترین دیواره، C_s ثابت Smagorinsky و Δ مقیاس شبکه بندی محلی است.

پارامتر Δ ، توسط رابطه ۳-۲۴ محاسبه می شود که در آن V ، حجم سلول شبکه بندی است.

$$\Delta = V^{1/3} = (\Delta_x \Delta_y \Delta_z)^{1/3} \quad (24-3)$$

همچنین برای تانسور تنش (\bar{S}) داریم:

$$|\bar{S}| = \sqrt{2 \bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij}} \quad (25-3)$$

C_s ، یک ثابت جهانی نیست اما مقدار ۰/۱ تا ۰/۱۷ برای بازه وسیعی از جریان ها بکار می رود.

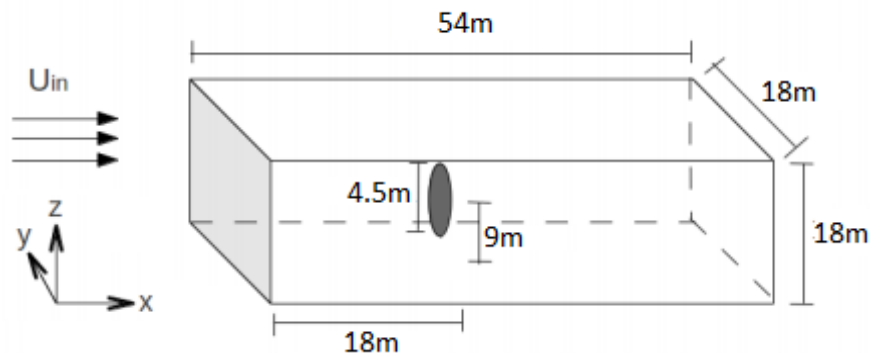
^۱ Turbulent Flux

^۲ Eddy Viscosity

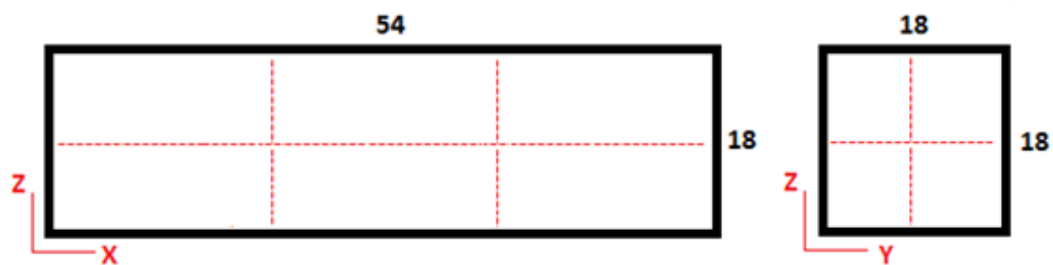
۳-۶ دامنه حل و شبکه‌بندی

در فرآیند حل این پژوهش از سیستم مختصات کارتزین استفاده شد؛ به‌طوری‌که راستای جریان در جهت X ، راستای طولی پره‌ها در جهت Y و راستای عمودی (ارتفاع) در جهت Z انتخاب شد. دامنه حل برای انجام محاسبات یک مکعب مستطیل با ابعاد $18 \times 18 \times 54$ متر است. توربین در فاصله 4 برابر قطر یعنی 18 متر از قسمت ورودی قرار دارد و نسبت به دو راستای دیگر در مرکز دامنه حل قرار دارد. به‌منظور انجام یک شبکه‌بندی منظم، این مکعب به 12 بلوک (3 بلوک در راستای X ، 2 بلوک در راستای Y و 2 بلوک در راستای Z) تقسیم شد.

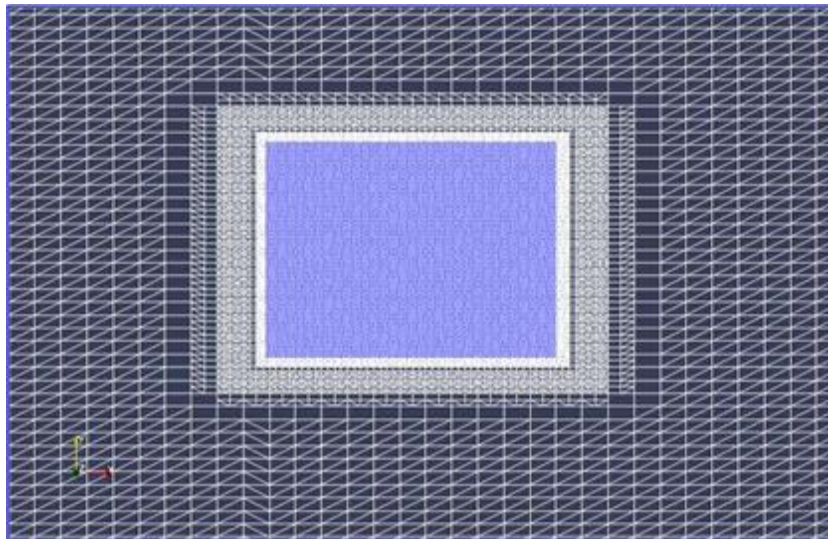
در این پژوهش، به‌منظور بررسی تاثیر نوع شبکه‌بندی بر نتایج حاصل از شبیه‌سازی، از دو نوع ساختار متفاوت برای شبکه‌بندی استفاده شد؛ بدین صورت که در نوع اول، شبکه‌بندی کل دامنه حل مسأله به‌صورت یکنواخت و بدون بهبود برای ناحیه‌ای خاص انجام شد. در نوع دوم، ابتدا یک شبکه‌بندی اولیه، با تقسیم هر بلوک به 33 قسمت در هر کدام از راستاهای Y و Z و نیز 67 قسمت در راستای X ، انجام شد و پس از ایجاد این شبکه‌بندی اولیه، از ابزار snappyHexMesh که یکی از ابزارهای کمکی این فوم می‌باشد، جهت ریزتر کردن شبکه‌بندی در ناحیه اطراف روتور توربین استفاده شد. در شکل‌های ۳-۱۲ تا ۳-۱۴ دامنه حل و نیز نحوه شبکه‌بندی نشان داده شده است.



شکل ۳-۱۲ ابعاد دامنه حل مسأله و محل استقرار توربین



شکل ۳-۱۳ ابعاد کلی دامنه و نحوه بلوک‌بندی



شکل ۳-۱۴ استفاده از شبکه‌بندی بهبودیافته در اطراف توربین

۷-۳ شرایط مرزی

در ادامه روند مدل‌سازی، نیاز است تا شرایط مرزی برای سطوح مختلف دامنه حل تعیین شود. به‌طور کلی، شرایط مرزی به دو بخش اصلی تقسیم می‌شوند. شروط مرزی دیریکله^۱ که مقدار پارامتر مورد نظر همانند سرعت یا فشار را در سطوح تعیین می‌کنند و شروط مرزی نیومن^۲ که شار پارامترها را برای سطح مشخص می‌کنند. شرایط مرزی مورد استفاده در این پژوهش طبق جدول ۱-۳ است.

جدول ۱-۳ شرایط مرزی مورد استفاده در شبیه‌سازی

نام مرز	نوع شرایط مرزی سرعت	نوع شرایط مرزی فشار
ورودی	fixedValue value : (15,0,0) (m/s)	zeroGradient
خروجی	zeroGradient	fixedValue value : 0.0 (pa)
دیوارها	fixedValue value : (0,0,0) (m/s)	zeroGradient

^۱ Dirichlet Boundary Condition

^۲ Neumann Boundary Condition

فصل چهارم:

نتایج شبیه‌سازی

۴-۱ مقدمه

در این فصل، نتایج شبیه‌سازی توربین بادی آزمون مکزیکو، در سه بخش ارائه و با داده‌های آزمون تجربی اعتبارسنجی شده است. در بخش اول، نتایج حاصل از شبیه‌سازی مربوط به تخمین میدان پسابدهای توربین بیان شده است. در بخش دوم، نتایج بدست‌آمده برای نیروهای عمودی و مماسی در امتداد پره ارائه شده است و در بخش سوم، نتایج مربوط به تخمین پارامترهای عملکردی توربین نظیر توان خروجی آورده شده است. همچنین در هر بخش، به مطالعه پارامتری عوامل موثر بر شبیه‌سازی به روش خط عملگر پرداخته شده است. این عوامل به اختصار در جدول ۴-۱ بیان شده‌اند.

جدول ۴-۱ عوامل موثر در شبیه‌سازی به روش خط عملگر

پارامتر موثر	توضیحات
تعداد المان پره	باید به گونه‌ای انتخاب شود تا بتوان یک توزیع هموار برای نیروهای اعمالی بر پره‌ها ایجاد کرد.
پارامتر عرض تصویر نیرو (E)	باید به گونه‌ای انتخاب شود که از یک سوی، از بروز نوسان و اغتشاشات عددی جلوگیری شود و از سوی دیگر، منجر به تخمین کمتر یا بیشتر از میزان واقعی توان محاسبه شده توربین نشود.
شبکه‌بندی	باید به گونه‌ای انتخاب شود که بتواند مشخصات اصلی میدان جریان را با دقت بالا ثبت کند.
گام زمانی حل	باید به گونه‌ای انتخاب شود که خطوط عملگر چرخان، در هر گام زمانی، تنها از مقابل یک سلول در شبکه‌بندی عبور کنند.

آزمون مکزیکو، برای شرایط مختلفی طراحی و انجام شد که در این پژوهش از نتایج مربوط به شرایط طراحی توربین یعنی سرعت محوری (m/s) ۱۵، سرعت دورانی (rpm) ۴۲۴ نسبت سرعت نوک ۶/۷ و زاویه گام ۲/۳- درجه استفاده و نتایج برای حالت جریان مستقیم (غیر یاو^۱) بررسی شد.

^۱ Yaw

۲-۴ نتایج تخمین پسابها

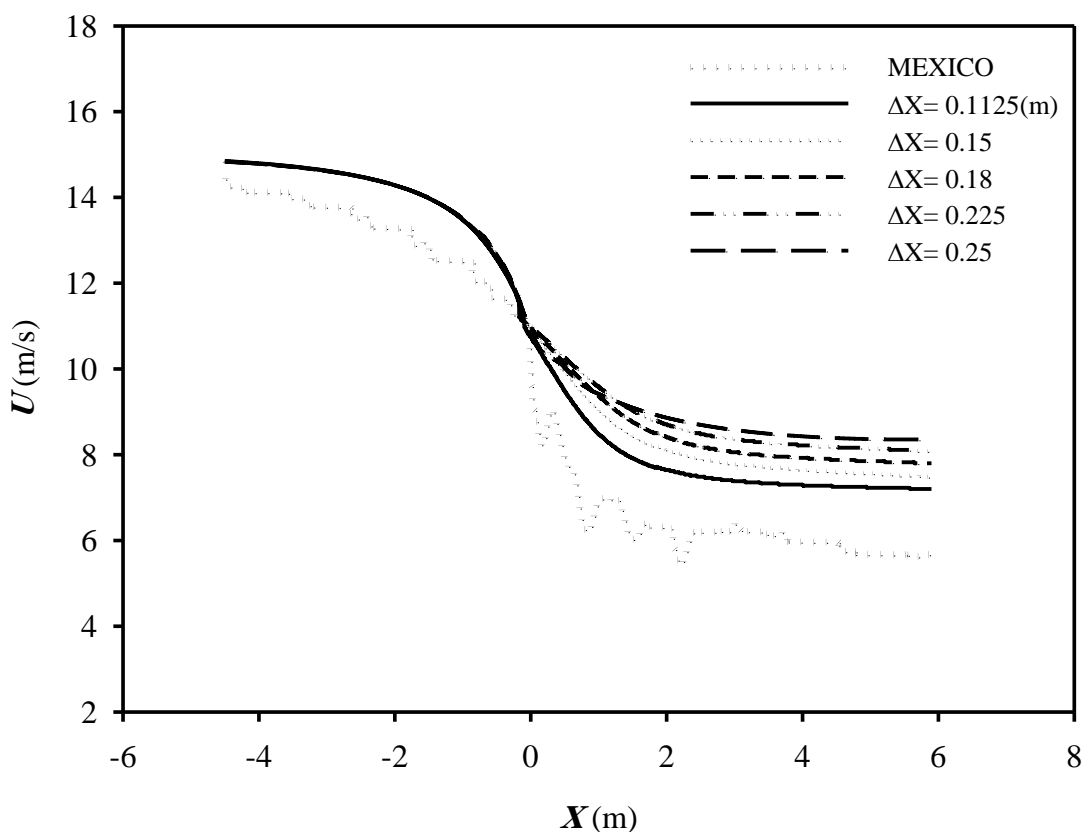
در این قسمت، نتایج پیش‌بینی میدان پسابها که از شبیه‌سازی به روش خط عملگر به‌دست آمده است، ارائه و اعتبارسنجی شده است. شرایط شبیه‌سازی در این پژوهش، کاملاً منطبق بر ضوابط حاکم بر آزمون تجربی می‌باشد. بدین منظور، نتایج توسط دو حسگر که یکی در راستای طولی جریان و دیگری در راستای شعاعی پره‌ها قرار دارد، ثبت شد. حسگر راستای طولی، در فاصله $r=1.377\text{m}$ از ریشه پره قرار دارد و برای ثبت داده‌ها در بازه 4.5m قبل از توربین تا 6m بعد از توربین در نظر گرفته شده است. همچنین حسگر راستای شعاعی در فاصله $x=0.3\text{m}$ بعد از توربین قرار دارد و برای محاسبه داده‌ها در بازه $0.523R$ تا $1.22R$ نصب شده است [۲۹، ۳۰].

۱-۲-۴ مطالعه شبکه‌بندی

در این بخش، به بررسی تاثیر شبکه‌بندی بر نتایج حاصل از تخمین پسابها پرداخته شده است. بدین منظور، ابتدا بررسی تاثیر نوع شبکه‌بندی بر نتایج مورد مطالعه قرار گرفت و سپس با تغییر ابعاد سلول‌ها در شبکه‌بندی، مطالعه و بررسی این عامل انجام شد. همانطور که در بالا ذکر شد، قسمت اول این بخش به مطالعه تاثیر نوع شبکه‌بندی بر نتایج اختصاص دارد. به‌منظور مطالعه این عامل، دو نوع شبیه‌سازی یکی با شبکه‌بندی یکنواخت برای کل دامنه و دیگری با شبکه‌بندی بهبودیافته در ناحیه اطراف توربین، انجام شد.

شکل ۱-۴، توزیع سرعت میدان پسابها در راستای طولی جریان و در شبکه‌بندی از نوع یکنواخت، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی را نشان می‌دهد. نتایج این شکل مربوط به حسگر در مقطع $r=1.377\text{m}$ می‌باشد. با توجه به شکل ۱-۴، مدل خط عملگر پیاده‌سازی شده در نرم‌افزار، با موفقیت توانست الگوی رفتاری مشابه با جریان پسابهای واقعی را پیش‌بینی کند.

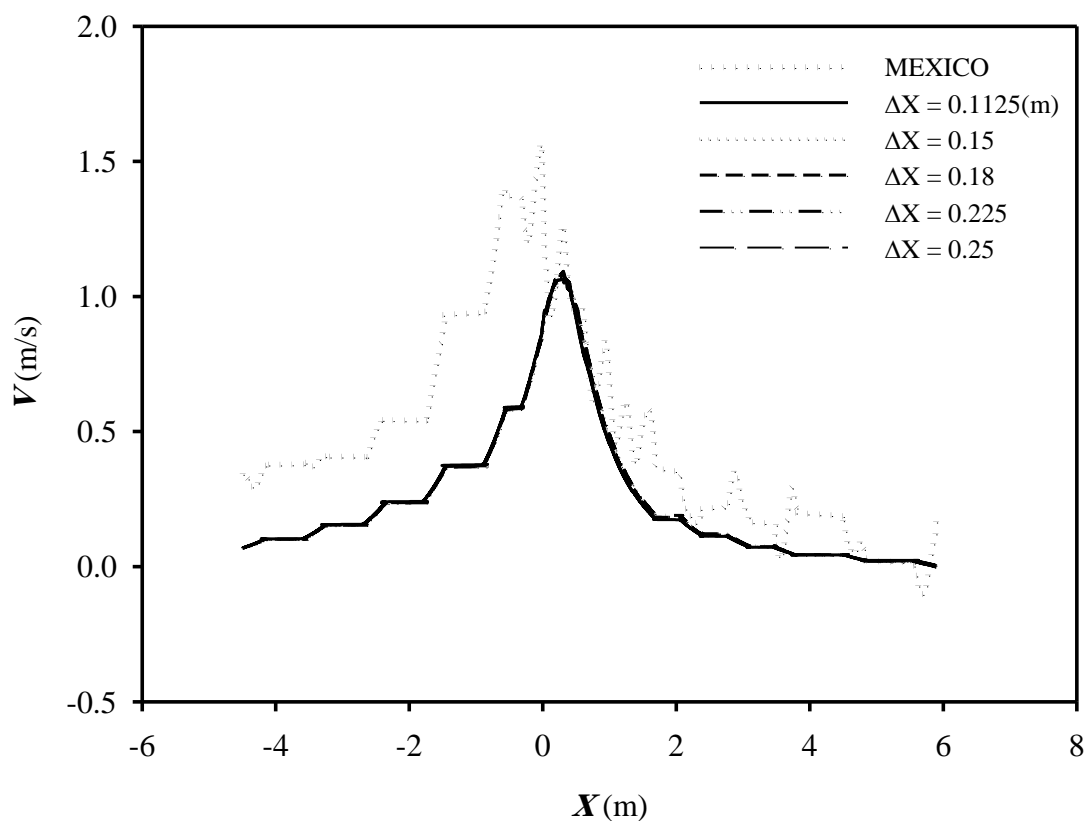
مطابق شکل، در نتایج آزمون تجربی، یک کاهش قابل ملاحظه در سرعت محوری، درست بعد از صفحه روتور مشاهده می‌شود و نوساناتی در سرعت پسبادهای این ناحیه پدید می‌آید. این نوسانات ناشی از اثرات تغییر هندسه سطح مقطع پره و گذار از هوابر DU به هوابر RISØ است. از آنجا که هوابر RISØ دارای ضریب آیرودینامیکی متفاوتی برای نیروی برا در زاویه حمله صفر درجه نسبت به دو هوابر دیگر است [۲۹]، همین امر منجر به تغییراتی در قدرت گردابه‌های تشکیل شده در نزدیکی این ناحیه و بروز نوسان می‌شود. همچنین مشاهده می‌شود با افزایش اندازه سلول‌ها در شبکه‌بندی در ناحیه پسبادهای پشت روتور، از دقت نتایج کاسته شد.



شکل ۴-۱ توزیع سرعت محوری در مقطع $r = 1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی یکنواخت

بهترین تخمین، مربوط به شبکه‌بندی با ابعاد $\Delta x = 0.1125m$ بود که در این حالت، بیشترین میزان اختلاف بین نتایج حاصل از شبیه‌سازی و داده‌های آزمون تجربی برابر ۱۹ درصد گزارش شد.

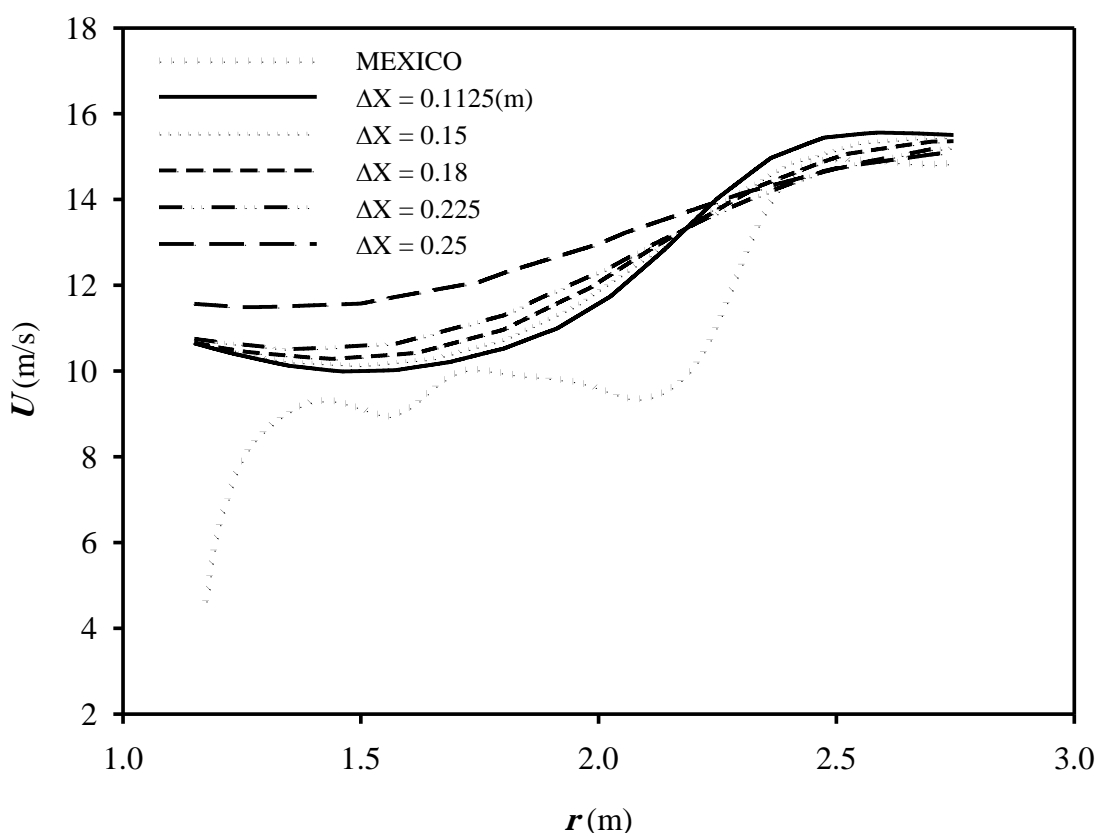
شکل ۴-۲، توزیع سرعت میدان پسابها در راستای شعاعی پره‌ها و در شبکه‌بندی از نوع یکنواخت، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۴-۲، مشابه حالت قبل، مدل پیاده‌سازی شده توانست الگوی رفتاری مشابه با جریان پسابهای واقعی را پیش‌بینی کند؛ اما سرعت شعاعی، کمتر از اندازه واقعی تخمین زده شد. از آنجایی‌که افت سرعت مستقیماً با نیروی رانش توربین مرتبط است، این تخمین کمتر از میزان واقعی برای سرعت، حاکی از پیش‌بینی مقداری بزرگتر از مقدار آزمون تجربی برای نیروی رانش توربین است.



شکل ۴-۲ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r = 1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی یکنواخت

نوسانات سرعت در این حالت به‌خوبی توسط مدل خط عملگر ثبت شده است که این امر حاکی از شبکه‌بندی مناسب انجام‌شده برای شبیه‌سازی است. برای این مؤلفه از سرعت، نتایج شبیه‌سازی بسیار نزدیک به یکدیگر بودند و با تغییر وضوح شبکه‌بندی، اختلاف محسوسی مشاهده نشد.

شکل ۳-۴، توزیع سرعت پسبادها در راستای طولی جریان و در شبکه‌بندی از نوع یکنواخت، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی را نشان می‌دهد. نتایج این شکل مربوط به حسگر راستای شعاعی که در فاصله $x=0.3m$ پایین دست توربین قرار دارد، می‌باشد. باتوجه به شکل ۳-۴، در موقعیت $r=1.2m$ در امتداد پره، یک افت بزرگ در سرعت اندازه‌گیری شده در آزمون تجربی مشاهده می‌شود که این امر نشانه وقوع پدیده ریزش گردابه^۱، توسط ناحیه انتقال بین هوابرهای DU و RISØ است.



شکل ۳-۴ توزیع سرعت محوری در فاصله $x=0.306514(m)$ بعد از روتور، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی یکنواخت

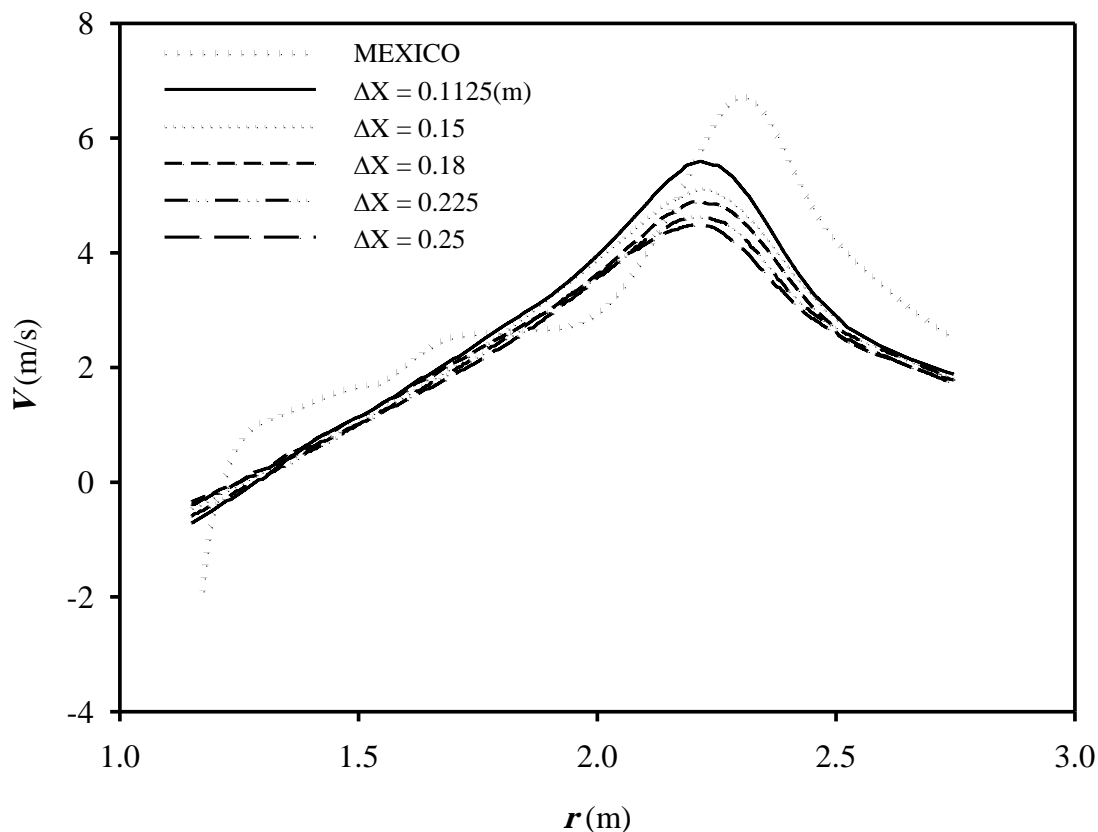
وجود گردابه‌ای با چنین شدت، به تغییر گردش^۲ روی پره مرتبط می‌شود که منجر به بروز خطا در اندازه‌گیری و ثبت داده‌ها توسط حسگرهای آزمون تجربی شده است.

¹ Vortex Shedding

² Circulation

مشابه سرعت محوری حالت قبل، با افزایش وضوح شبکه‌بندی، دقت نتایج به‌میزان قابل توجهی بهبود یافت. بیشترین میزان اختلاف بین نتایج حاصل از شبیه‌سازی و داده‌های آزمون تجربی مربوط به $r=2.1m$ است که در این موقعیت، میزان خطا برابر ۲۱ درصد گزارش شد.

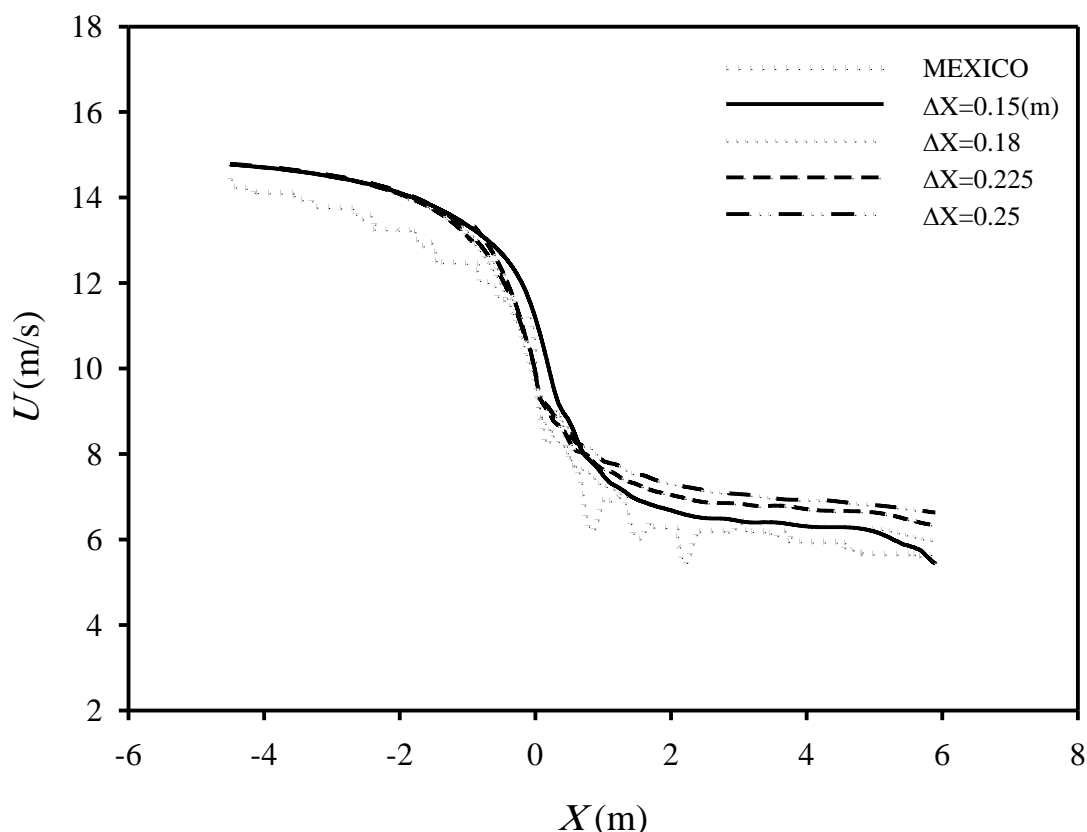
شکل ۴-۴، توزیع سرعت میدان پسباده‌ها در راستای شعاعی پره‌ها و در شبکه‌بندی از نوع یکنواخت، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی را نشان می‌دهد. نتایج این شکل مربوط به حسگر نصب‌شده در فاصله $x=0.3m$ پایین‌دست توربین می‌باشد. با توجه به شکل ۴-۴، همانند حالت‌های قبل، نتایج الگوی رفتاری مشابه با آزمون تجربی داشت. بیشترین اختلاف بین نتایج آزمون تجربی و نتایج شبیه‌سازی، مربوط به ناحیه نوک پره است.



شکل ۴-۴ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی یکنواخت

لازم به تذکر است، یک جریان شعاعی قدرتمند که توسط گردابه‌های نوک پره ایجاد شده است در داده‌های تجربی دیده می‌شود. این مقدار در شبیه‌سازی، کوچکتر محاسبه شده است. این امر ناشی از خطای شبکه‌بندی نسبتاً ساده مورد نیاز برای روش خط عملگر است. در این ناحیه مشاهده شد که با افزایش اندازه سلول در شبکه‌بندی، دقت نتایج کاهش یافت. بهترین تخمین، مربوط به شبکه‌بندی با ابعاد $\Delta x = 0.1125\text{m}$ بود که در این حالت، بیشترین میزان اختلاف بین نتایج حاصل از شبیه‌سازی و داده‌های آزمون تجربی برابر ۱۴ درصد گزارش شد.

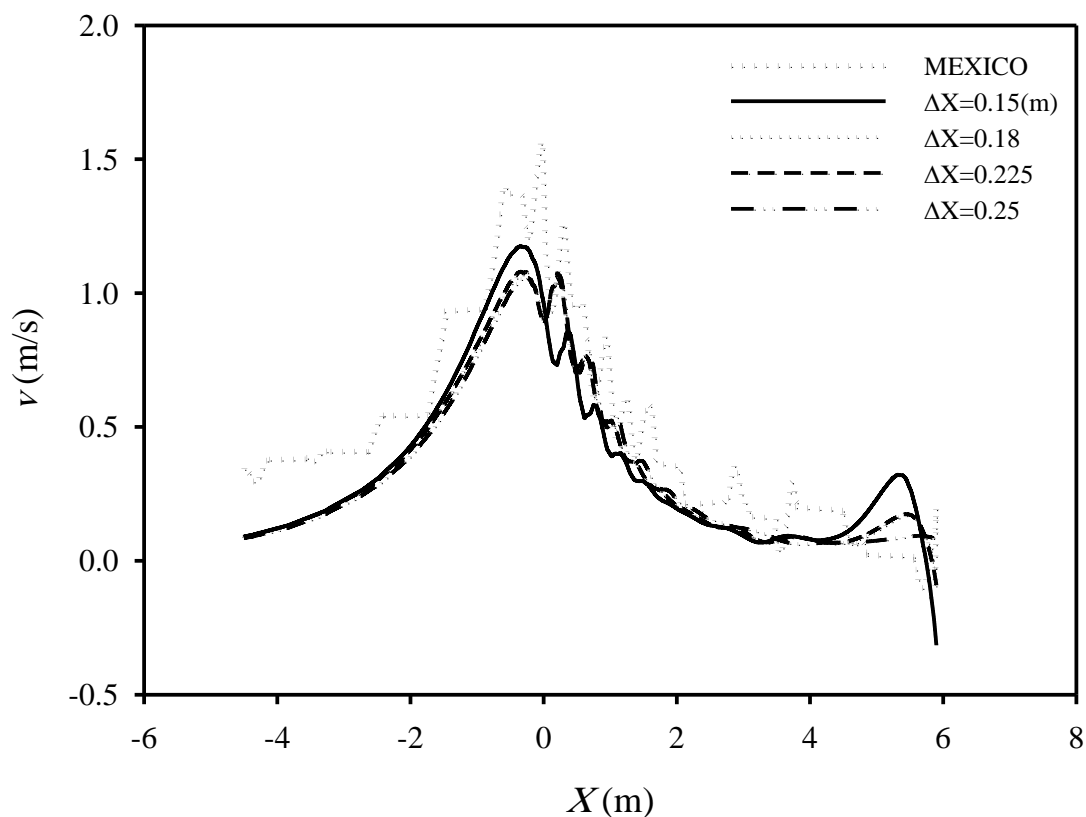
شکل ۴-۵، توزیع سرعت پسباده‌ها در راستای طولی جریان و در شبکه‌بندی از نوع غیر یکنواخت، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی را نشان می‌دهد.



شکل ۴-۵ توزیع سرعت محوری در مقطع $r = 1.37697\text{m}$ بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی غیر یکنواخت

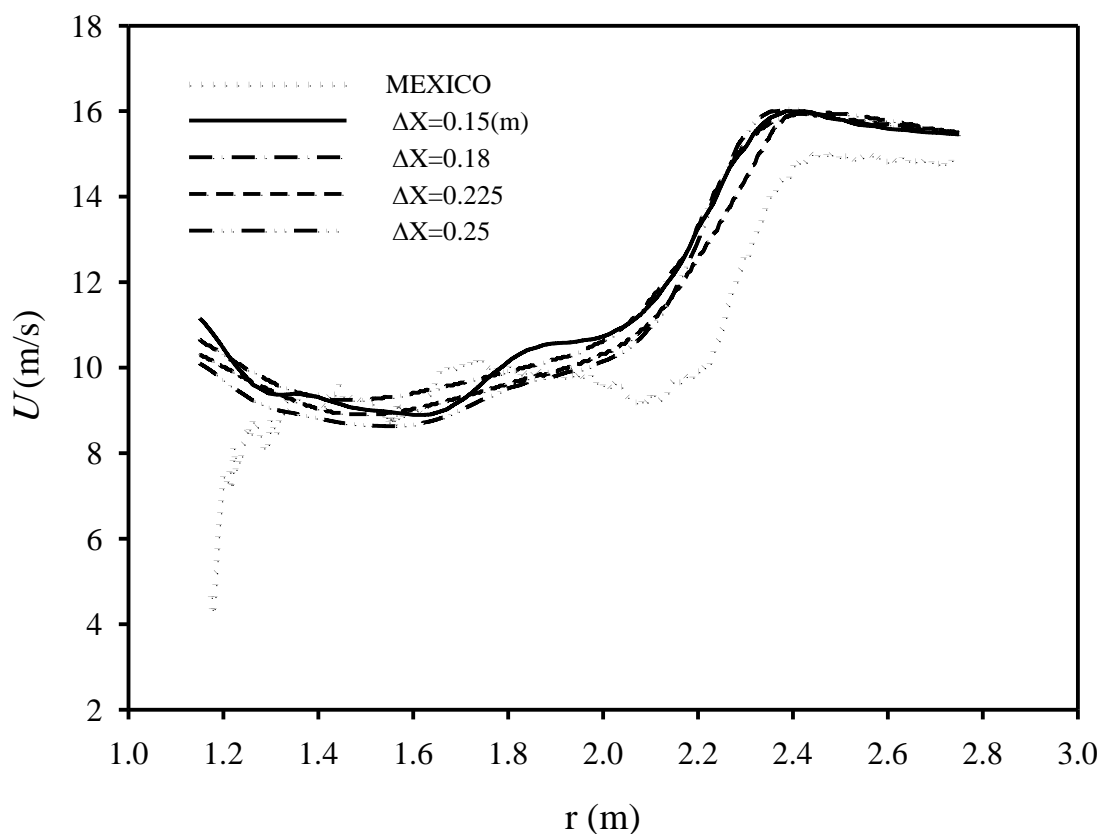
نتایج این شکل مربوط به حسگر در مقطع $r=1.377\text{m}$ می باشد. با توجه به شکل ۴-۵، استفاده از شبکه بندی بهبود یافته در اطراف توربین، منجر به پیش بینی دقیق تر الگوی رفتاری جریان پسباده ها شد به طوریکه نتایج با میزان خطای کمتر نسبت به نتایج حالت شبکه بندی یکنواخت حاصل شد. بهترین تخمین، مربوط به شبکه بندی با ابعاد $\Delta x=0.1125\text{m}$ بود که در این حالت، بیشترین میزان اختلاف بین نتایج حاصل از شبیه سازی و داده های آزمون تجربی برابر ۷/۵ درصد بود.

شکل ۴-۶، توزیع سرعت پسباده ها در راستای شعاعی پرها و در شبکه بندی از نوع غیر یکنواخت، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی را نشان می دهد. مشابه حالت شبکه بندی یکنواخت، نتایج تقریباً در اکثر نواحی مشابه یکدیگر می باشد و با تغییر اندازه سلول های شبکه بندی، اختلاف محسوسی مشاهده نشد. بیشترین میزان بهبود نتایج در اثر ریزتر کردن شبکه بندی ۱۰ درصد بود.



شکل ۴-۶ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r=1.37697\text{m}$ بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی غیر یکنواخت

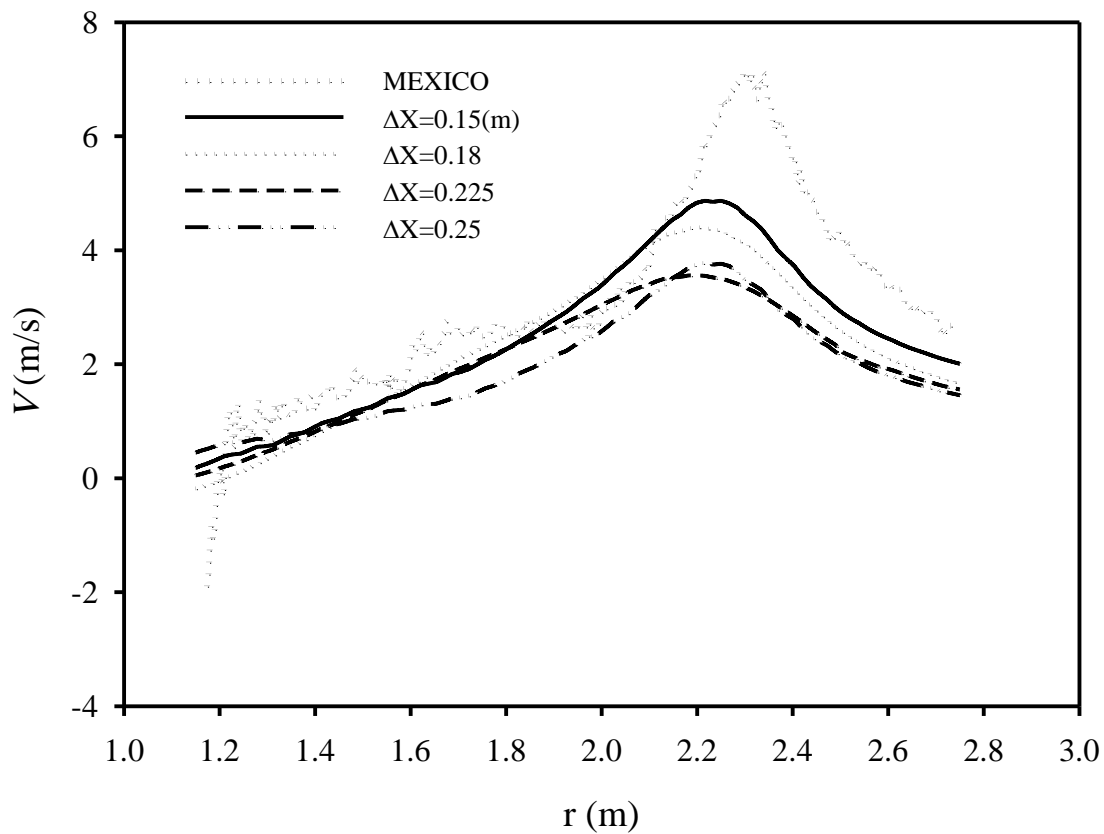
شکل ۴-۷، توزیع سرعت پسباده‌ها در راستای طولی جریان و در شبکه‌بندی از نوع غیر یکنواخت، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی را نشان می‌دهد. نتایج این شکل مربوط به حسگر راستای شعاعی که در فاصله $x=0.3m$ پایین دست توربین قرار دارد، می‌باشد. مشابه حالت‌های قبل، الگوی کلی جریان، مشابه با جریان پسباده‌های واقعی پیش‌بینی شد. با توجه به شکل ۴-۷، استفاده از شبکه‌بندی بهبودیافته در اطراف توربین، منجر به پیش‌بینی دقیق‌تر الگوی رفتاری جریان در ناحیه داخلی^۱ پره شد و نتایج با میزان خطای کمتر نسبت به حالت شبکه‌بندی یکنواخت حاصل شد. بیشترین میزان بهبود نتایج با استفاده از شبکه‌بندی جدید ۱۵/۲ درصد بود.



شکل ۴-۷ توزیع سرعت محوری در فاصله $x=0.306514(m)$ بعد از روتور، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی غیر یکنواخت

^۱ Inboard region

شکل ۴-۸، توزیع سرعت پسباده‌ها در راستای شعاعی پره‌ها و در شبکه‌بندی از نوع غیر یکنواخت، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۴-۸، مشابه حالت شبکه‌بندی یکنواخت، بیشترین اختلاف بین نتایج آزمون تجربی و نتایج شبیه‌سازی به روش خط عملگر، مربوط به ناحیه نوک پره است. در این ناحیه، تغییر وضوح شبکه‌بندی، تاثیر بسزایی در دقت نتایج حاصل شده داشت به‌طوری‌که با افزایش وضوح شبکه‌بندی، دقت نتایج به میزان $1/34$ (m/s) بهبود یافت.

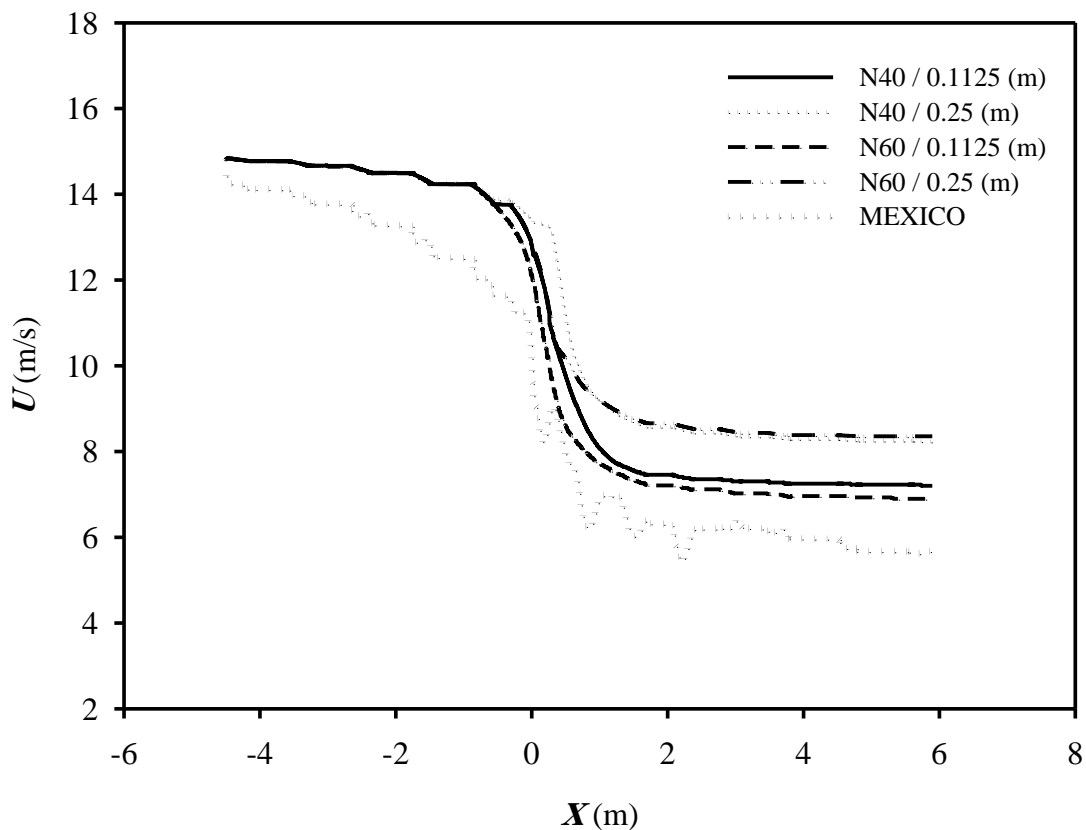


شکل ۴-۸ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514$ (m) بعد از روتور، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی غیر یکنواخت

۴-۲-۲ مطالعه تعداد المان

در این بخش، به بررسی تاثیر تعداد المان انتخابی برای خطوط عملگر، بر نتایج تخمین پسابها پرداخته شده است. بدین منظور، دو نوع شبیه‌سازی، یکی با تقسیم خطوط عملگر به ۴۰ المان و دیگری با تقسیم این خطوط به ۶۰ المان انجام و در انتها نتایج باهم مقایسه شد. همچنین شبیه‌سازی برای هر دو نوع شبکه‌بندی مورد بررسی پژوهش، یعنی شبکه‌بندی یکنواخت و بهبودیافته انجام شد.

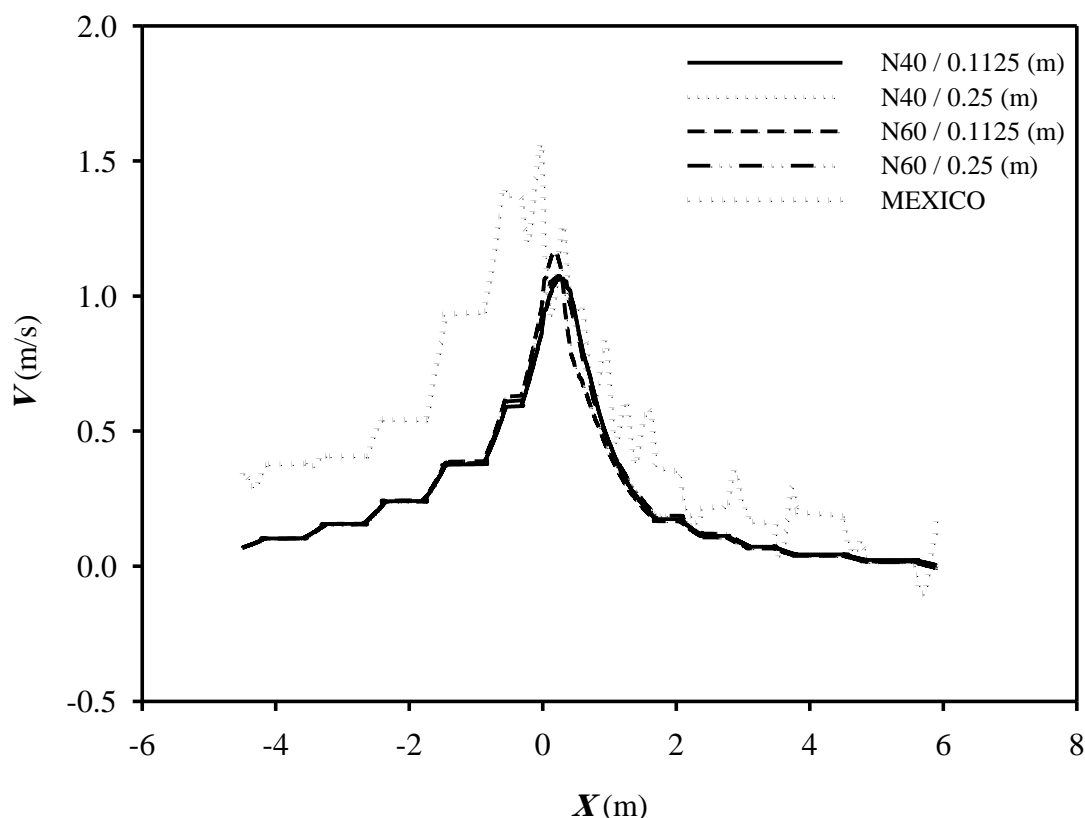
شکل ۴-۹، توزیع سرعت میدان پسابها در راستای طولی جریان و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره، برای دو مقدار مختلف وضوح شبکه‌بندی یکنواخت را نشان می‌دهد.



شکل ۴-۹ توزیع سرعت محوری در مقطع $r = 1.37697$ (m) و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی یکنواخت

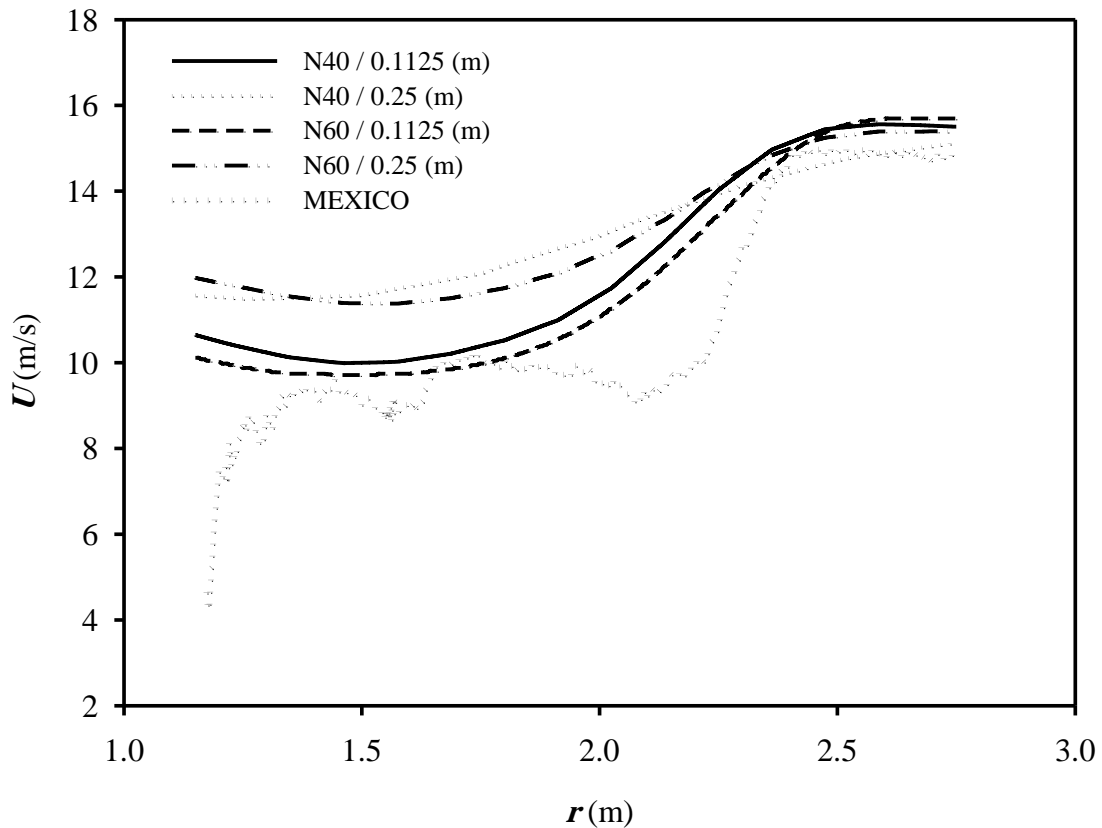
با توجه به شکل ۴-۹، برای سلول‌های شبکه‌بندی، چه در ابعاد کوچک و چه در ابعاد بزرگتر، با افزایش تعداد المان، نتایج بهبود یافت به‌طوری‌که در بیشترین حالت، در موقعیت $X=0.7m$ ، به میزان ۱۲٪ از خطای نتایج کاسته شد.

شکل ۴-۱۰، توزیع سرعت میدان پسباده‌ها در راستای شعاعی پره‌ها و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره، برای دو مقدار مختلف وضوح شبکه‌بندی یکنواخت را نشان می‌دهد. باتوجه به شکل ۴-۱۰، نتایج برای این مؤلفه از سرعت بسیار نزدیک به یکدیگر هستند و بهترین پیش‌بینی، مربوط به حالت خطوط دارای ۶۰ المان و شبکه‌بندی با بیشترین وضوح می‌باشد که در این حالت، حداکثر بهبود در نتیجه نسبت به سایر موارد، برابر $(m/s) 0.068$ است.



شکل ۴-۱۰ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r=1.37697(m)$ و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی یکنواخت

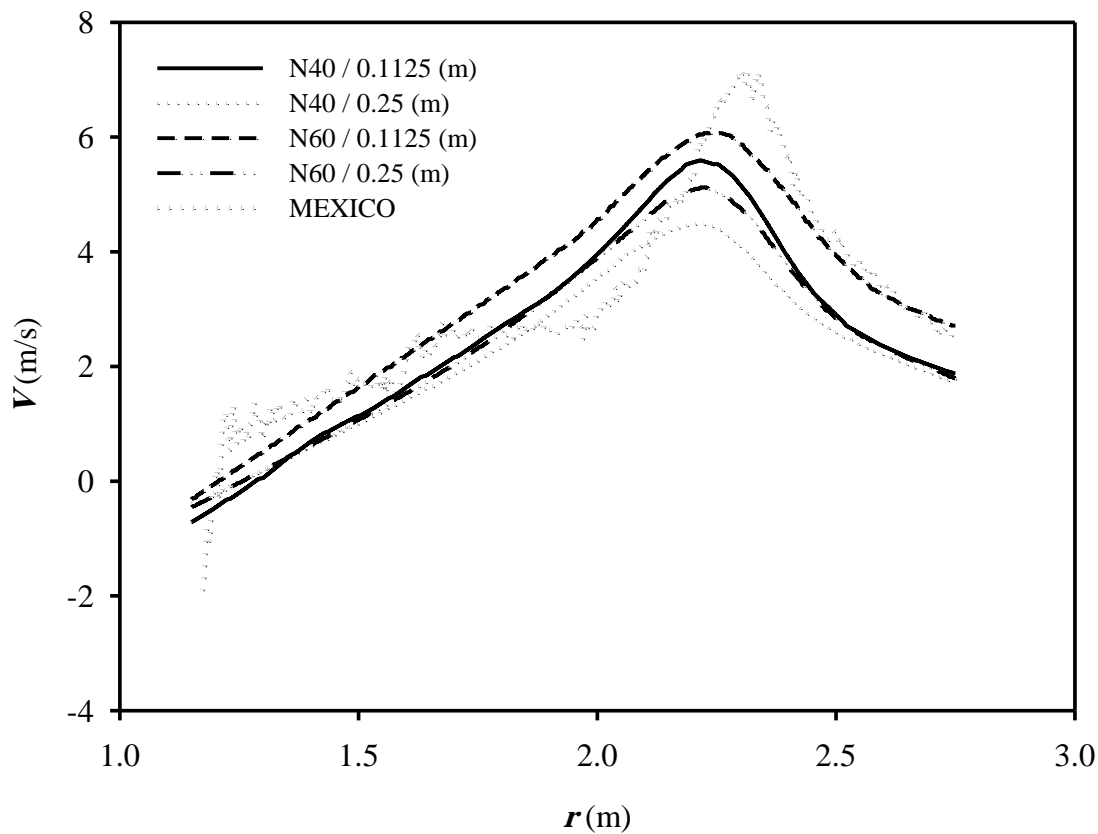
شکل ۴-۱۱، توزیع سرعت میدان پسباده‌ها در راستای طولی جریان و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره، برای دو مقدار مختلف وضوح شبکه‌بندی یکنواخت را نشان می‌دهد. نتایج این شکل مربوط به حسگر راستای شعاعی که در فاصله $x=0.3m$ پایین دست توربین قرار دارد، می‌باشد.



شکل ۴-۱۱ توزیع سرعت محوری در فاصله $x=0.306514(m)$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی یکنواخت

باتوجه به شکل ۴-۱۱، با افزایش تعداد المان‌های خطوط عملگر از ۴۰ به ۶۰، نتایج این مؤلفه از سرعت برای قسمت‌های مختلف پره حداکثر به میزان $0.67(m/s)$ بهبود یافت.

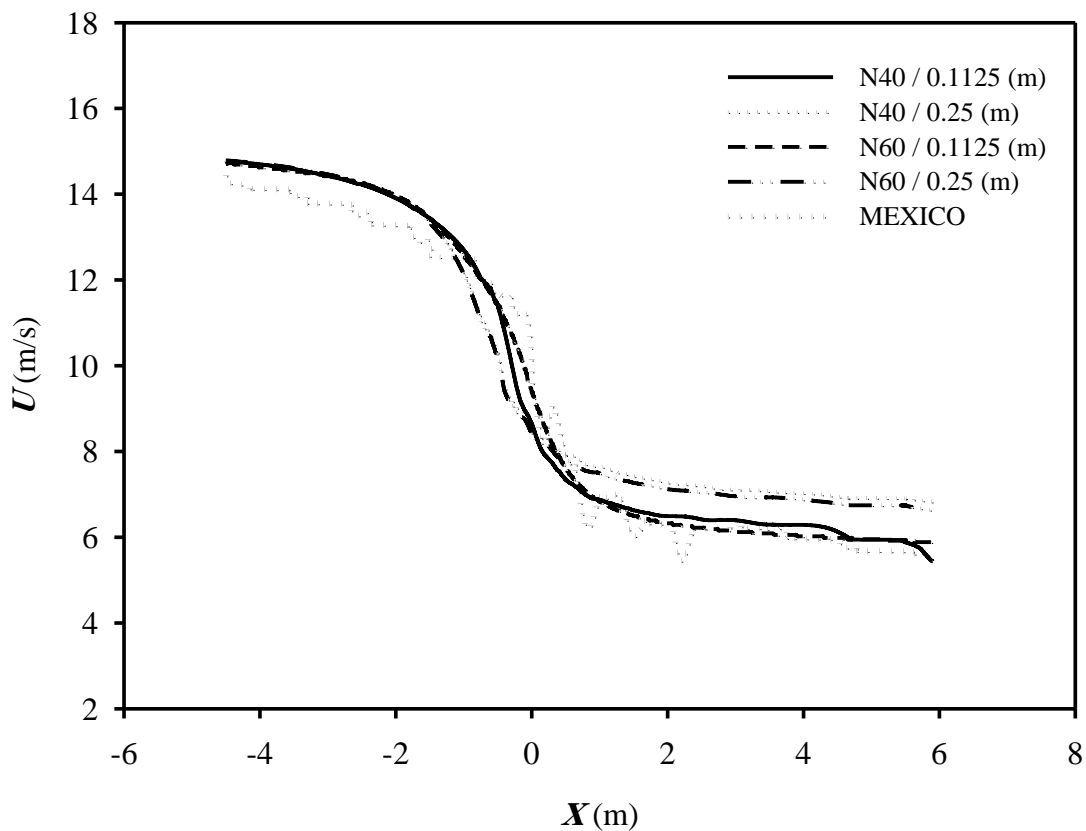
شکل ۴-۱۲، توزیع سرعت میدان پسباده‌ها در راستای شعاعی پره‌ها و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره، برای دو مقدار مختلف وضوح شبکه‌بندی یکنواخت را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۴-۱۲، بهترین پیش‌بینی مخصوصاً در ناحیه نوک پره توربین، مربوط به انتخاب خطوط دارای ۶۰ المان و شبکه‌بندی با ابعاد کوچکتر است. برای این مؤلفه از سرعت و با بهره‌گیری از خطوط دارای ۶۰ المان نسبت به خطوط دارای ۴۰ المان، نتایج در نقاط مختلف بین ۸/۵ تا ۲۵ درصد بهبود یافت.



شکل ۴-۱۲ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی

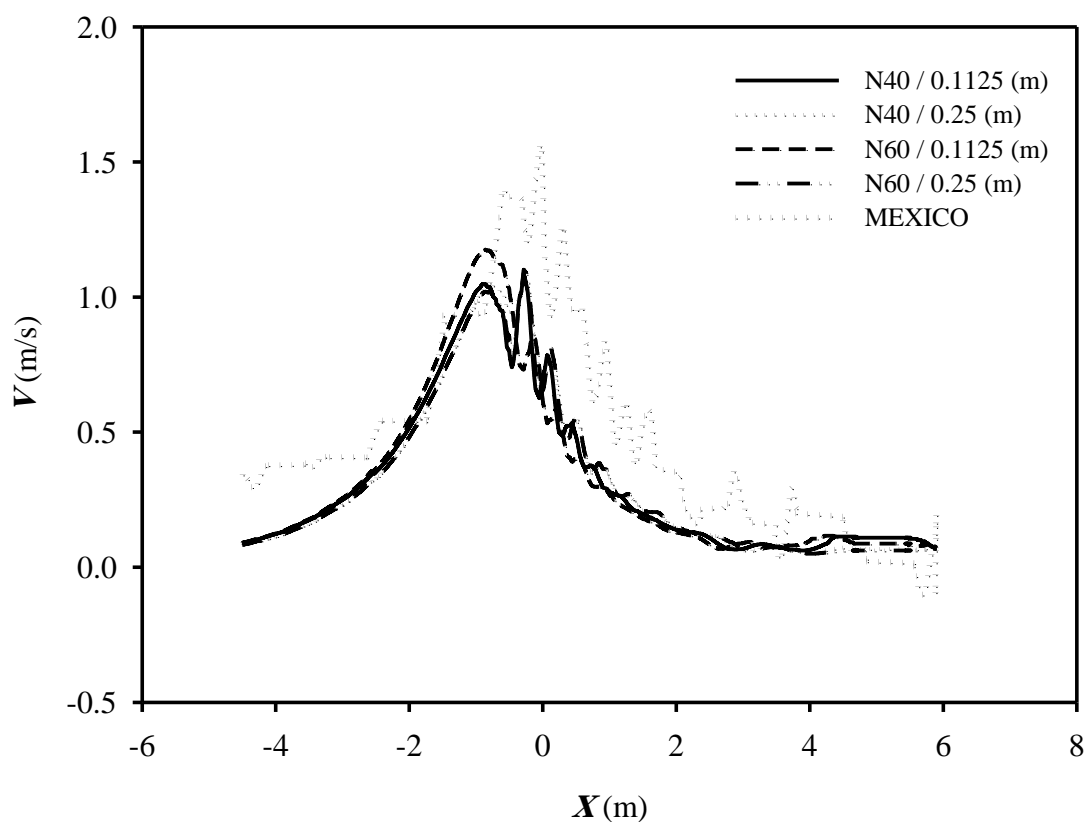
یکنواخت

شکل ۴-۱۳، توزیع سرعت میدان پسباده‌ها در راستای طولی جریان و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره، برای دو مقدار مختلف وضوح شبکه‌بندی غیر یکنواخت را نشان می‌دهد. نتایج این شکل مربوط به حسگر در مقطع $r=1.377m$ می‌باشد. با توجه به شکل ۴-۱۳، با افزایش تعداد المان خطوط عملگر، مشابه حالت شبکه‌بندی یکنواخت نتایج بهبود یافت اما تاثیر افزایش المان‌ها بر کاهش خطای نتایج در این حالت، کمتر از حالت مشابه با شبکه‌بندی یکنواخت بود. بیشترین میزان بهبود نتایج برای حالت شبکه‌بندی یکنواخت در مقایسه با این حالت، ۱۱/۵ درصد بود.



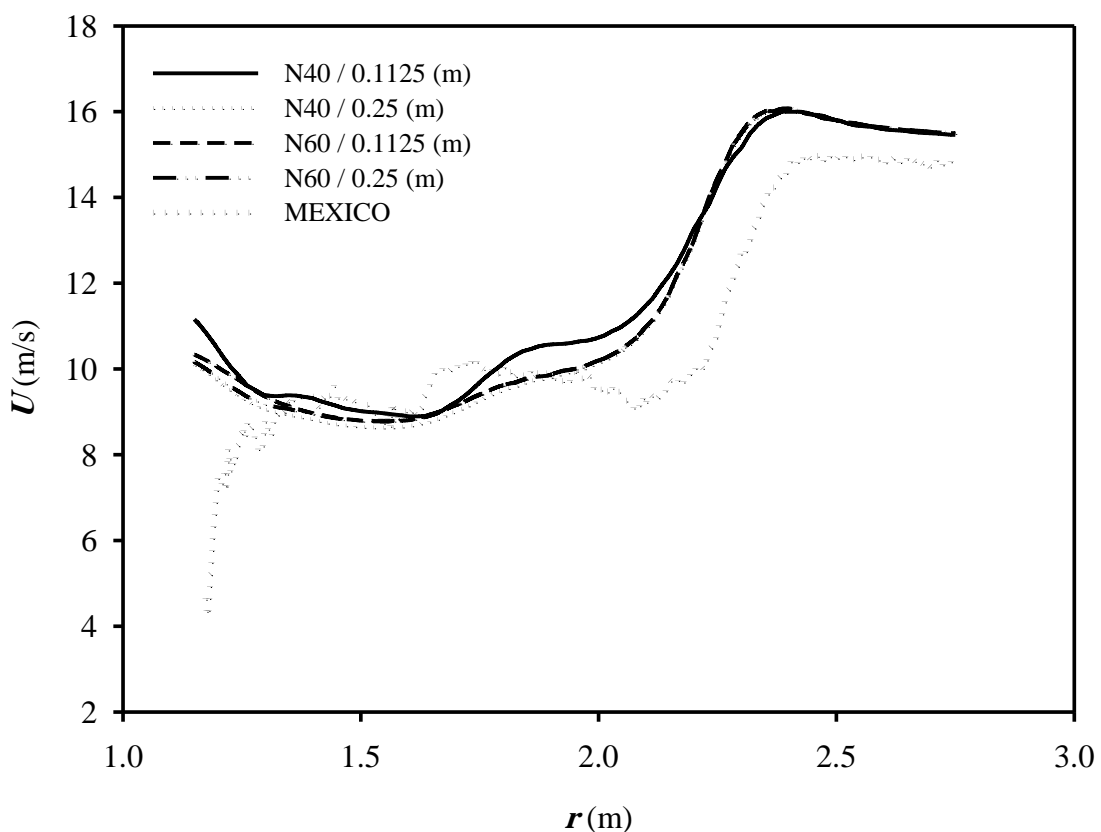
شکل ۴-۱۳ توزیع سرعت محوری در مقطع $r=1.37697(m)$ و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی غیر یکنواخت

شکل ۴-۱۴، توزیع سرعت میدان پسیباده‌ها در راستای شعاعی پره‌ها و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره، برای دو مقدار مختلف وضوح شبکه‌بندی غیریکنواخت را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۴-۱۴، مشابه حالت شبکه‌بندی یکنواخت، نتایج برای این مؤلفه از سرعت بسیار نزدیک به یکدیگر است. با کاهش تعداد المان‌های خطوط عملگر، تغییر در اندازه شبکه‌بندی، تاثیر محسوسی در بهبود نتایج نداشت.



شکل ۴-۱۴ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r = 1.37697(m)$ و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی غیر یکنواخت

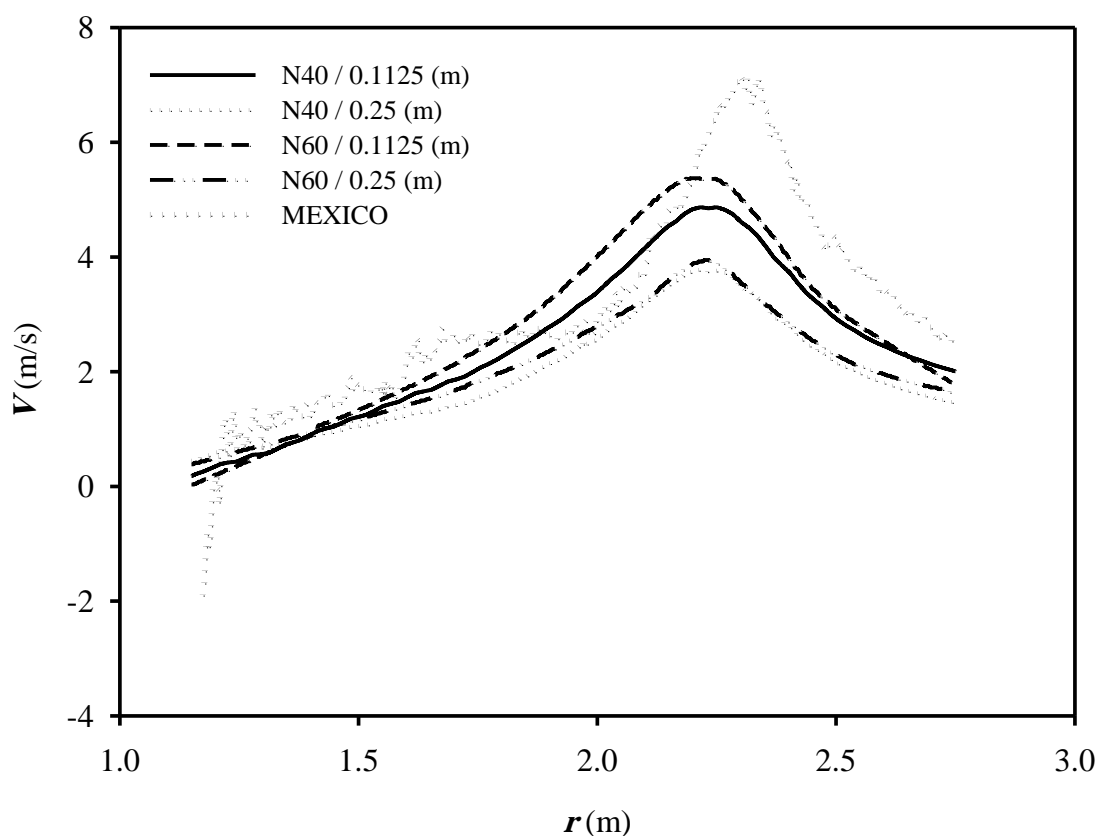
شکل ۴-۱۵، توزیع سرعت میدان پسباده‌ها در راستای طولی جریان و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره، برای دو مقدار مختلف وضوح شبکه‌بندی غیر یکنواخت را نشان می‌دهد. نتایج این شکل مربوط به حسگر راستای شعاعی که در فاصله $x=0.3\text{m}$ پایین دست توربین قرار دارد، می‌باشد. شایان ذکر است که نتایج در این حالت نسبت به حالت شبکه‌بندی یکنواخت، اختلاف بسیار کمتری دارد و افزایش تعداد المان‌ها و یا تغییر وضوح شبکه‌بندی، در حالت استفاده از شبکه‌بندی یکنواخت موثرتر است. در این حالت، با افزایش تعداد المان‌های خطوط عملگر، نتایج حداکثر به میزان ۶/۴ درصد بهبود یافت.



شکل ۴-۱۵ توزیع سرعت محوری در فاصله $x=0.306514\text{m}$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی

غیریکنواخت

شکل ۴-۱۶، توزیع سرعت پسباده‌ها در راستای شعاعی پره‌ها و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره، برای دو مقدار مختلف وضوح شبکه‌بندی غیر یکنواخت را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۴-۱۶، با افزایش ابعاد سلول در شبکه‌بندی، دقت نتایج در ناحیه نوک پره توربین به شدت کاهش یافت. بهترین پیش‌بینی، مربوط به حالت خطوط دارای ۶۰ المان و شبکه‌بندی با ابعاد کوچکتر است. بیشترین میزان اختلاف، مربوط به تخمین سرعت در ناحیه نوک پره توربین است که در این موقعیت حداکثر بهبود در نتیجه نسبت به سایر موارد، برابر 2 (m/s) است.

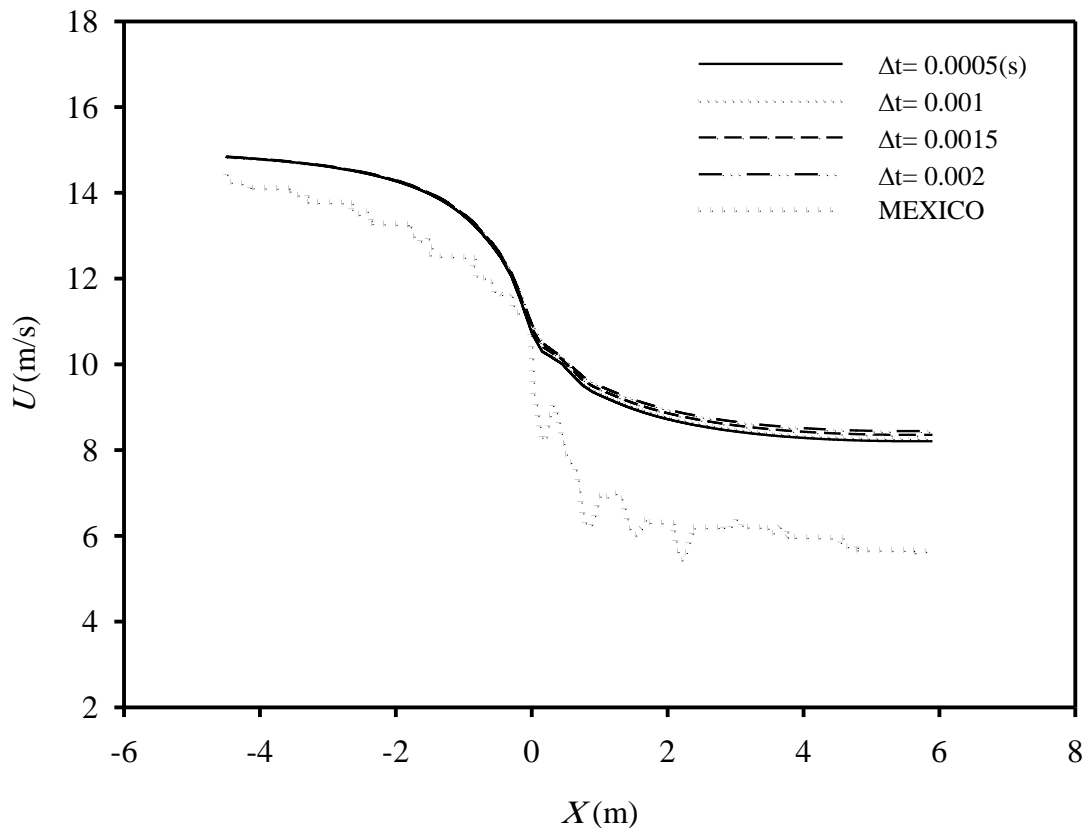


شکل ۴-۱۶ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514 \text{ (m)}$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی غیر یکنواخت

۳-۲-۴ مطالعه گام زمانی حل

در این بخش، به بررسی تاثیر گام زمانی حل معادلات، بر نتایج حاصل از تخمین پسیبادهای پرداخته شده است. بدین منظور، چهار شبیه‌سازی با گام‌های زمانی $\Delta t = 0.0005(s)$ ، 0.001 ، 0.0015 و 0.002 انجام و در انتها نتایج باهم مقایسه شد. همچنین شبیه‌سازی برای هر دو نوع شبکه‌بندی مورد بررسی پژوهش، یعنی شبکه‌بندی یکنواخت و شبکه‌بندی بهبودیافته در ناحیه اطراف روتور انجام شد.

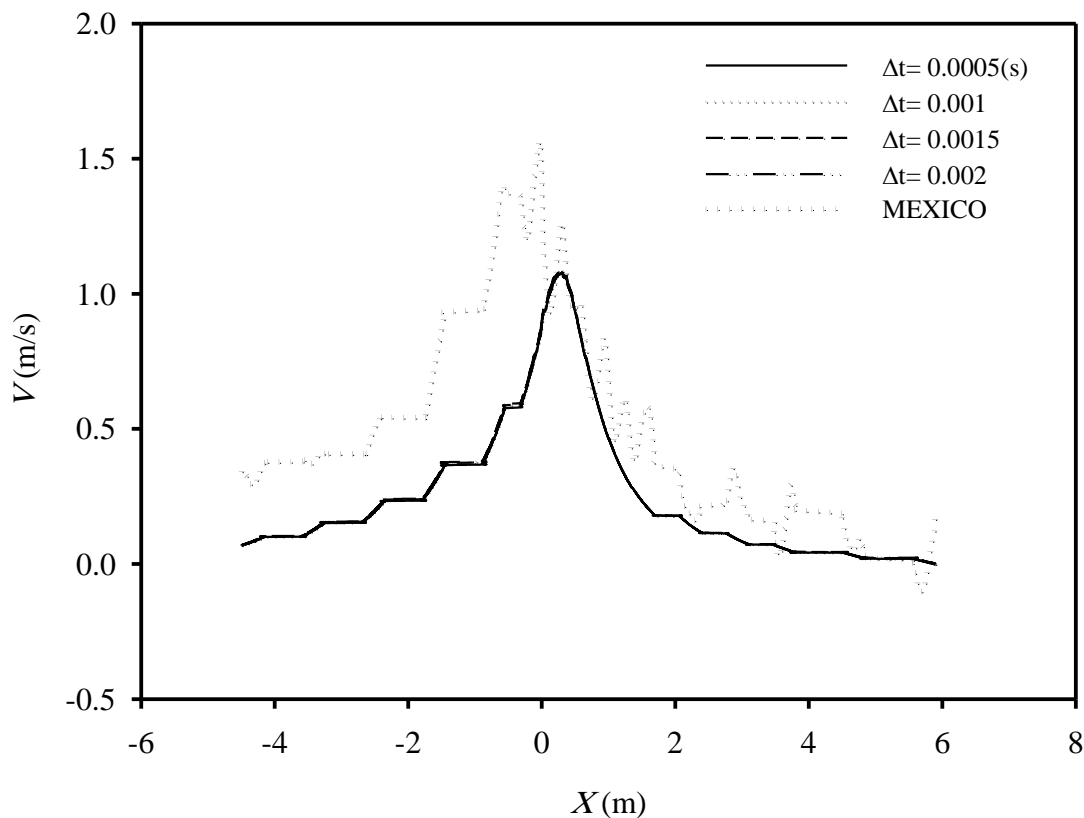
شکل ۴-۱۷، توزیع سرعت میدان پسیبادهای در راستای طولی جریان و در شبکه‌بندی از نوع یکنواخت، برای مقادیر مختلف گام زمانی حل را نشان می‌دهد. نتایج این شکل مربوط به حسگر در مقطع $r = 1.377m$ می‌باشد.



شکل ۴-۱۷ توزیع سرعت محوری در مقطع $r = 1.37697(m)$ برای مقادیر مختلف گام زمانی در شبکه بندی یکنواخت

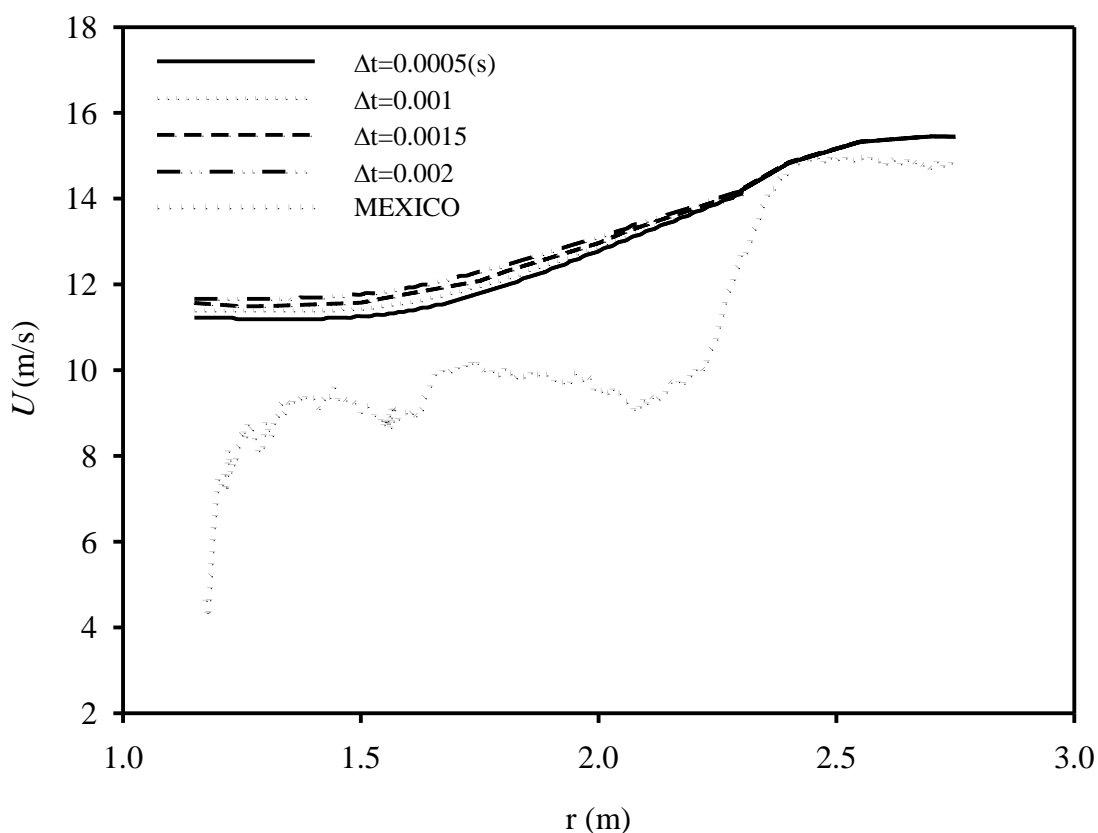
با توجه به شکل ۴-۱۷، مشاهده می‌شود نتایج حاصل از شبیه‌سازی بسیار به یکدیگر نزدیک هستند و کاهش گام زمانی حل، تاثیر محسوسی بر روند بهبود نتایج نداشت؛ به‌طوریکه بیشترین میزان اختلاف در نتایج (m/s) ۰/۳۶۳ گزارش شد.

شکل ۴-۱۸، توزیع سرعت میدان پساب‌ها در راستای شعاعی پره‌ها و در شبکه‌بندی از نوع یکنواخت، بازای مقادیر مختلف گام زمانی حل را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۴-۱۸، نتایج تخمین زده شده برای این مؤلفه از سرعت، بسیار به یکدیگر نزدیک هستند و با تغییر گام زمانی حل، اختلاف محسوسی مشاهده نشد.



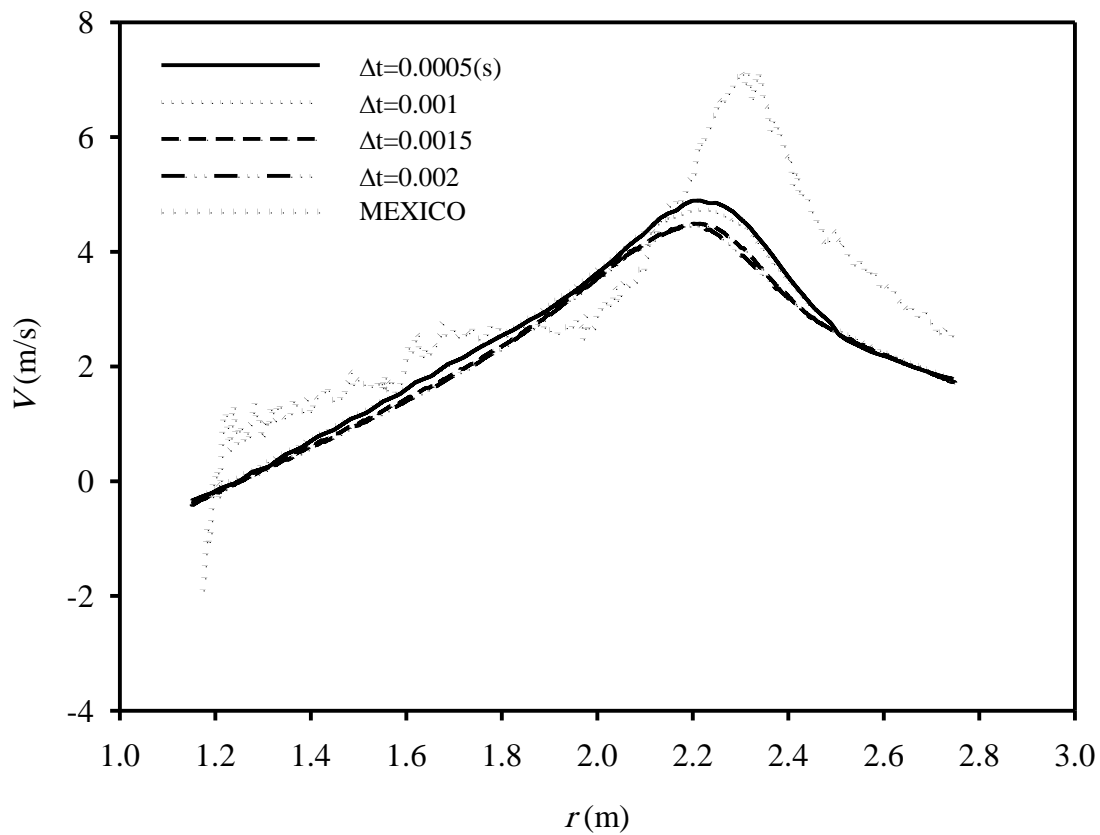
شکل ۴-۱۸ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r = 1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف گام زمانی در شبکه بندی یکنواخت

شکل ۴-۱۹، توزیع سرعت میدان پسباده‌ها در راستای طولی جریان و در شبکه‌بندی از نوع یکنواخت، بازای مقادیر مختلف گام زمانی حل را نشان می‌دهد. نتایج این شکل مربوط به حسگر راستای شعاعی که در فاصله $x=0.3m$ پایین دست توربین قرار دارد، می‌باشد. مشابه نمودارهای قبل، نتایج تخمین زده شده نزدیک به یکدیگر هستند و با کاهش گام زمانی، بیشترین میزان بهبود در نتایج برابر $(m/s) 0.66$ ، معادل $5/67$ درصد بود.



شکل ۴-۱۹ توزیع سرعت محوری در فاصله $x=0.306514(m)$ بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی یکنواخت

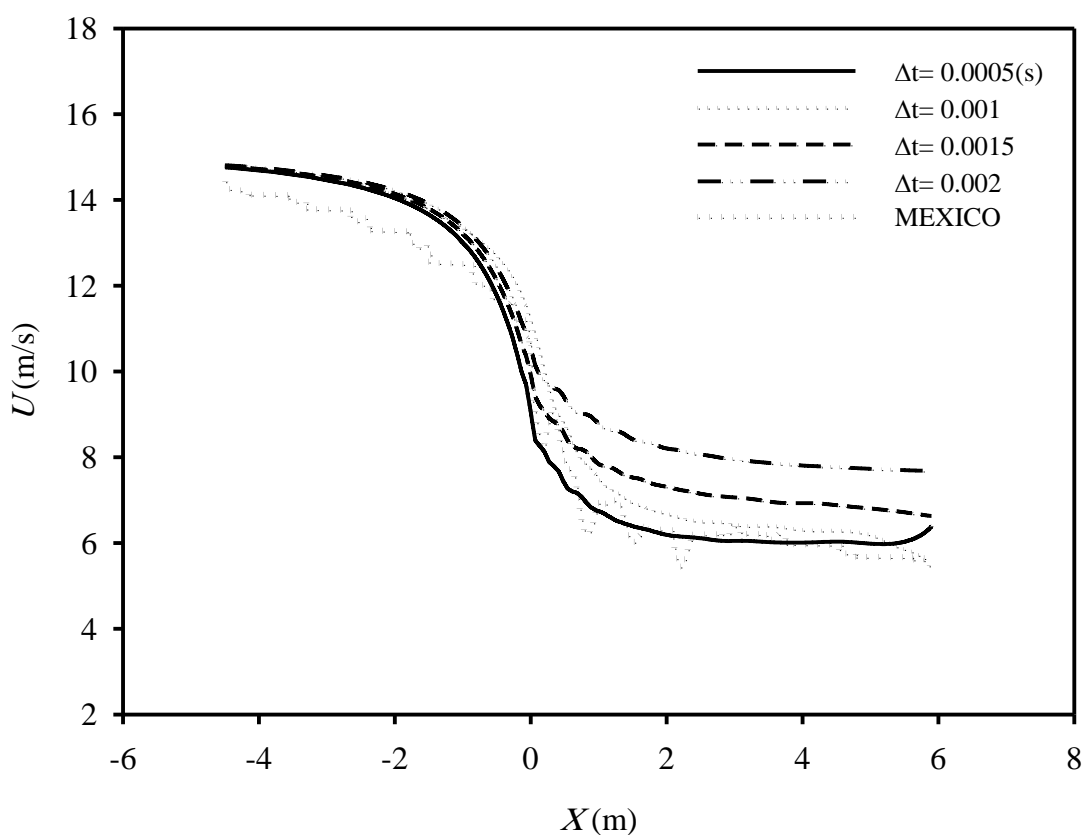
شکل ۴-۲۰، توزیع سرعت میدان پسیباده‌ها در راستای شعاعی پره‌ها و در شبکه‌بندی از نوع یکنواخت، بازای مقادیر مختلف گام زمانی حل را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۴-۲۰، بیشترین میزان اختلاف، مربوط به تخمین سرعت در ناحیه نوک پره است که در این موقعیت، با تغییر گام زمانی، نتایج به میزان 0.5 (m/s) معادل $10/4$ درصد بهبود یافت.



شکل ۴-۲۰ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514$ (m) بعد از روتور و بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره در شبکه‌بندی

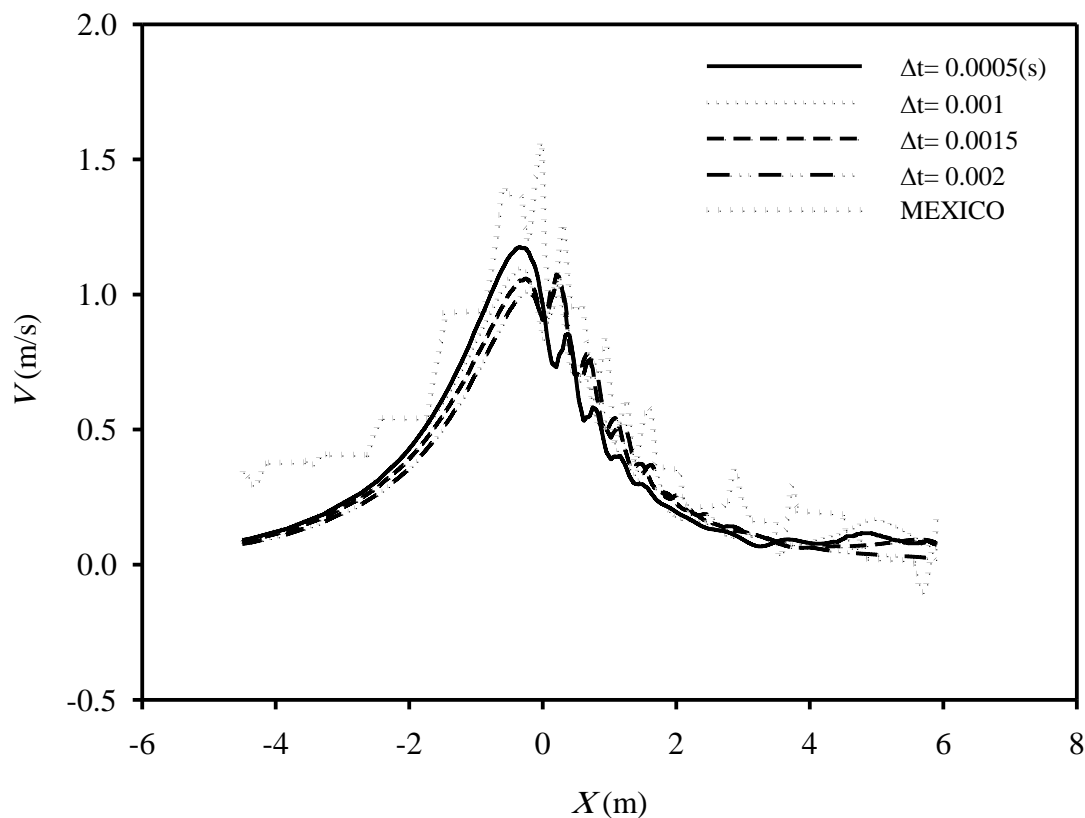
یکنواخت

شکل ۴-۲۱، توزیع سرعت پسباده‌ها در راستای طولی جریان و در شبکه‌بندی از نوع غیر یکنواخت، بازای مقادیر مختلف گام زمانی حل را نشان می‌دهد. نتایج این شکل مربوط به حسگر در مقطع $r=1.377\text{m}$ می‌باشد. با توجه به شکل ۴-۲۱، با کاهش گام زمانی حل، دقت نتایج به میزان قابل توجهی افزایش یافت؛ به‌طوری‌که در بهترین حالت، نتایج به میزان $2/1\text{ (m/s)}$ بهبود یافت. همچنین مشاهده شد، تغییر گام زمانی حل در حالت شبکه‌بندی بهبود یافته بسیار موثرتر از حالت شبکه‌بندی یکنواخت است.



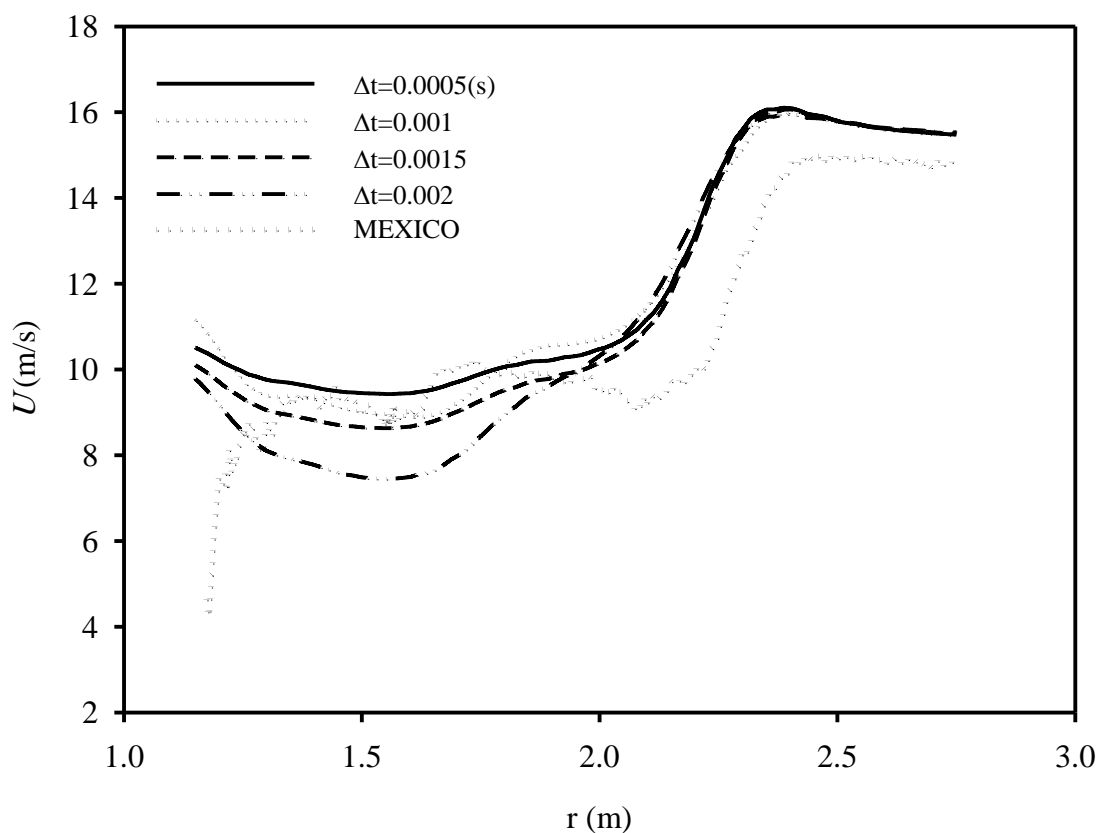
شکل ۴-۲۱ توزیع سرعت محوری در مقطع $r=1.37697\text{(m)}$ بازای مقادیر مختلف گام زمانی در شبکه بندی غیر یکنواخت

شکل ۴-۲۲، توزیع سرعت پسباده‌ها در راستای شعاعی پره‌ها و در شبکه‌بندی از نوع غیر یکنواخت، بازای مقادیر مختلف گام زمانی حل را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۴-۲۲، مشابه حالت شبکه‌بندی یکنواخت، نتایج تقریباً نزدیک به یکدیگر هستند و با کاهش گام زمانی حل، بیشترین میزان بهبود در نتایج برابر $(m/s) 0.167$ ، معادل $13/36$ درصد حاصل شد.



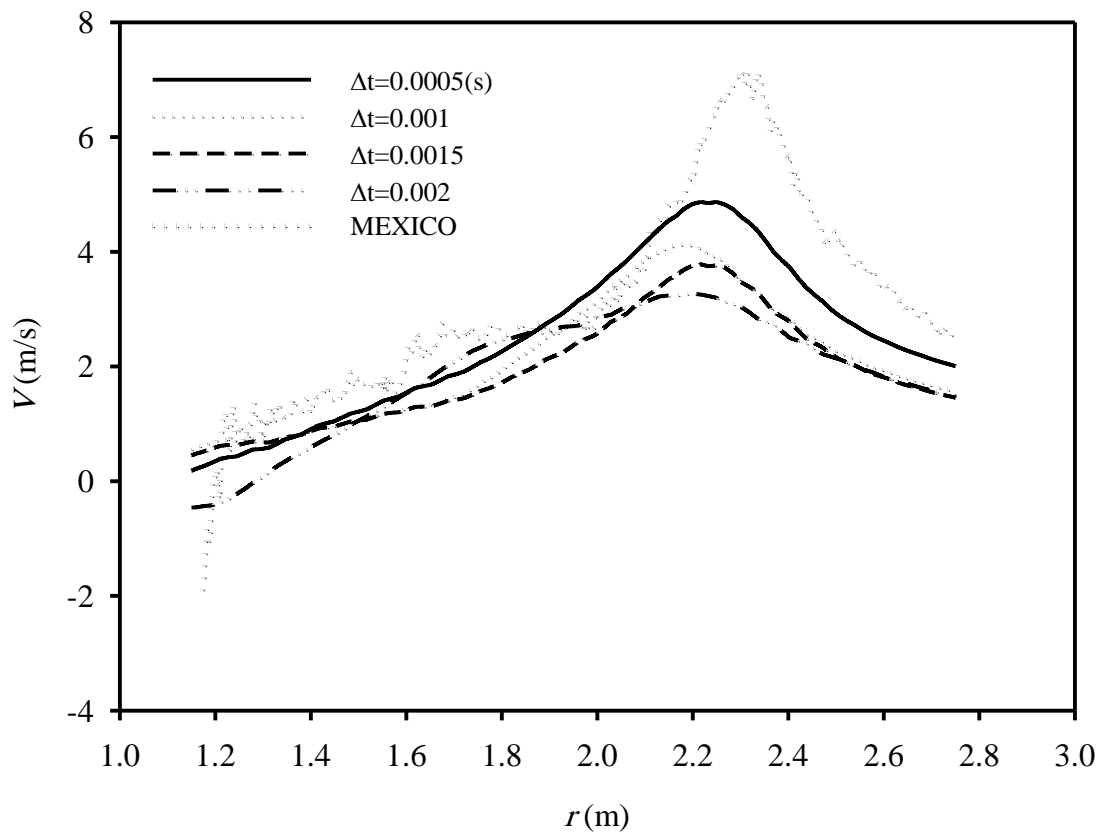
شکل ۴-۲۲ توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r=1.37697(m)$ بازای مقادیر مختلف گام زمانی در شبکه بندی غیر یکنواخت

شکل ۴-۲۳، توزیع سرعت پسباده‌ها در راستای طولی جریان و در شبکه‌بندی از نوع غیر یکنواخت، بازای مقادیر مختلف گام زمانی حل را نشان می‌دهد. نتایج این شکل مربوط به حسگر راستای شعاعی که در فاصله $x=0.3m$ پایین دست توربین قرار دارد، می‌باشد. با کاهش گام زمانی حل، دقت نتایج به میزان قابل قبولی بهبود یافت. با توجه به شکل ۴-۲۳، با استفاده از گام زمانی $\Delta t=0.001(s)$ ، در بیشترین حالت، به میزان $1/5(m/s)$ ، معادل $16/3$ درصد از خطای نتایج کاسته شد.



شکل ۴-۲۳ توزیع سرعت محوری در فاصله $x = 0.306514(m)$ بعد از روتور، بازای مقادیر مختلف گام زمانی در شبکه‌بندی غیر یکنواخت

شکل ۴-۲۴، توزیع سرعت پسباده‌ها در راستای شعاعی پره‌ها و در شبکه‌بندی از نوع غیر یکنواخت، بازای مقادیر مختلف گام زمانی حل را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۴-۲۴، مشابه حالات قبل، با کاهش گام زمانی، نتایج بهبود یافت؛ به‌طوری‌که دقیق‌ترین نتیجه، مربوط به گام‌زمانی $\Delta t=0.0005(s)$ می‌باشد. با استفاده از این گام زمانی، نتایج در بیشترین حالت یعنی موقعیت $r=2.25(m)$ ، به میزان $1/94 (m/s)$ نسبت به سایر گام‌ها بهبود یافت.



شکل ۴-۲۴ توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x=0.306514(m)$ بعد از روتور، بازای مقادیر مختلف گام زمانی در شبکه‌بندی

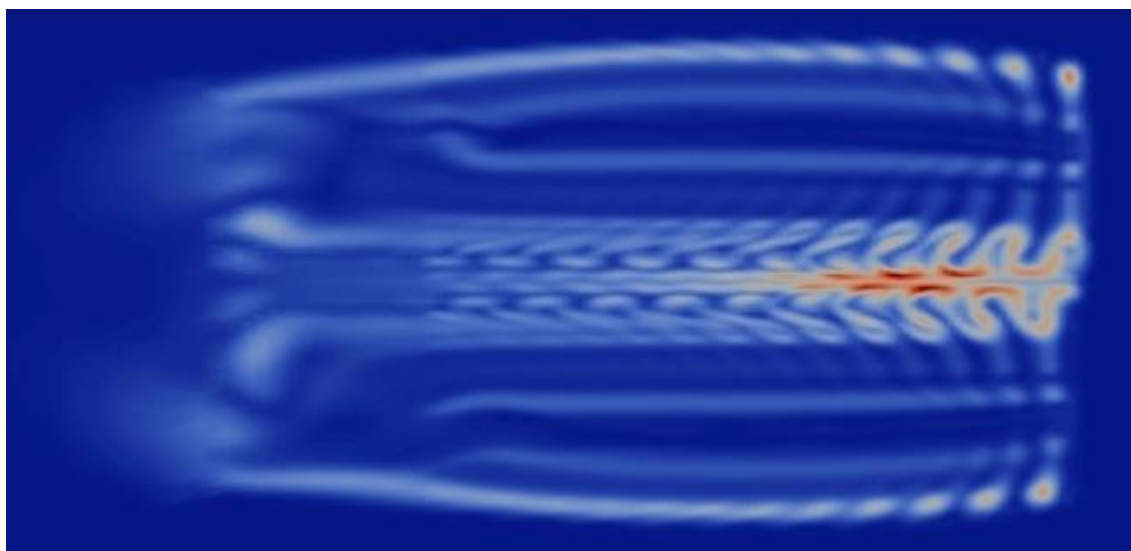
غیر یکنواخت

پس از تخمین و محاسبه میدان پسابدها، در نواحی مختلف دامنه حل و مقایسه نتایج شبیه‌سازی با مقادیر بدست آمده از آزمون تجربی، مدل خط عملگر پیاده‌سازی شده در نرم‌افزار نشان داد که به خوبی قادر به ثبت و پیش‌بینی رفتار میدان جریان در اطراف روتور توربین بادی می‌باشد.

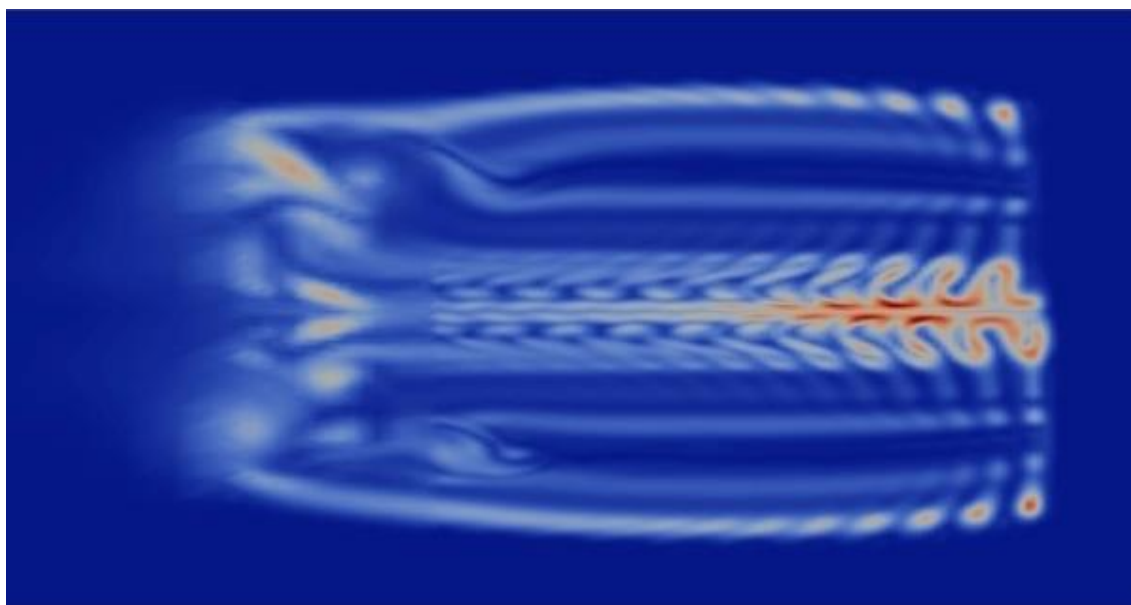
در انتهای این قسمت، تصاویر حاصل از شبیه‌سازی مربوط به تشکیل و گسترش پسابدها در پشت روتور ارائه شد. بدین منظور، دو نوع شبیه‌سازی با استفاده از روش‌های آشفتگی میانگین رینولدز (RANS) و شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES) انجام شد. با توجه به شکل‌های ۴-۲۵ و ۴-۲۶، مشاهده شد روش LES توانست گردابه‌های ناحیه نوک پره و نیز ناحیه دوردست توربین را دقیق‌تر و با وضوح بالاتری نسبت به روش RANS آشکار و ثبت کند.

شکل ۴-۲۷، کانتورهای ورتیسیتته حاصل از جریان چرخشی بوجود آمده توسط گردش پره‌ها در پشت روتور توربین را نشان می‌دهد. تصاویر به‌ترتیب مربوط به فواصل 0(m) یا همان صفحه روتور، 0.1(m)، 1(m)، 2(m)، 4(m) و 6(m) پشت روتور است.

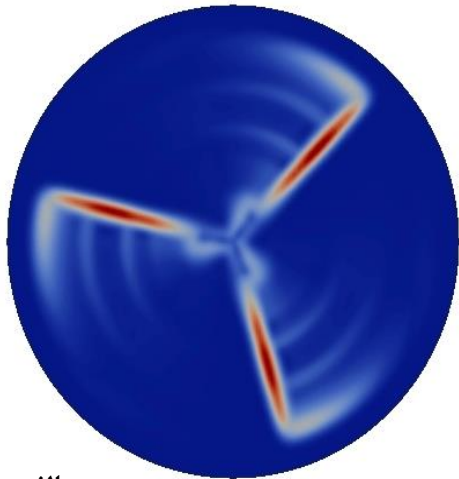
شکل ۴-۲۸، کانتورهای هم‌سطح ورتیسیتته، ساختار و نحوه گسترش پسابدها در پشت روتور توربین را نشان می‌دهد. با توجه به شکل، مدل خط عملگر پیاده‌سازی شده در نرم‌افزار این فوم به‌خوبی توانست مشخصات جریان و الگوی رفتاری پسابدهای پشت روتور را ثبت کند و بدون استفاده از مدل هندسی واقعی و تنها با بکارگیری مشخصات عملکردی توربین، شبیه‌سازی را بادقت بالا انجام دهد.



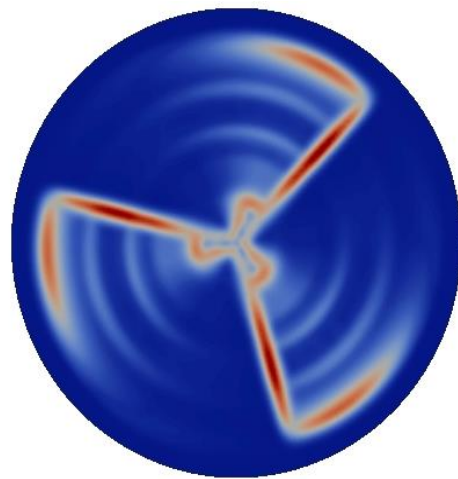
شکل ۴-۲۵ تشکیل و گسترش پسباده‌ها در پشت روتور با استفاده از شبیه‌سازی آشفتگی RANS



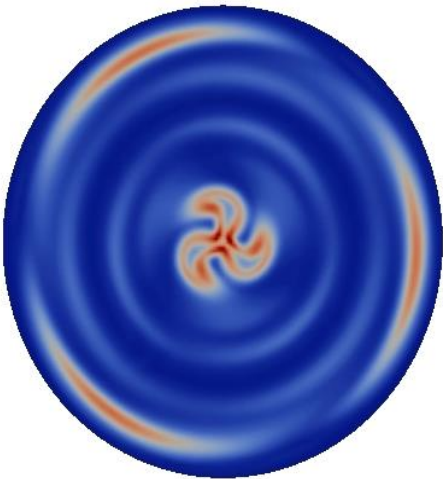
شکل ۴-۲۶ تشکیل و گسترش پسباده‌ها در پشت روتور با استفاده از شبیه‌سازی آشفتگی LES



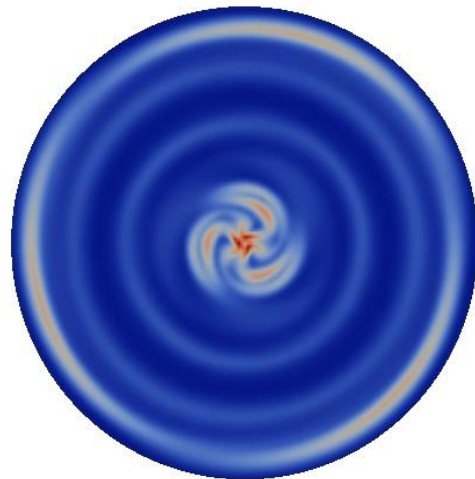
الف



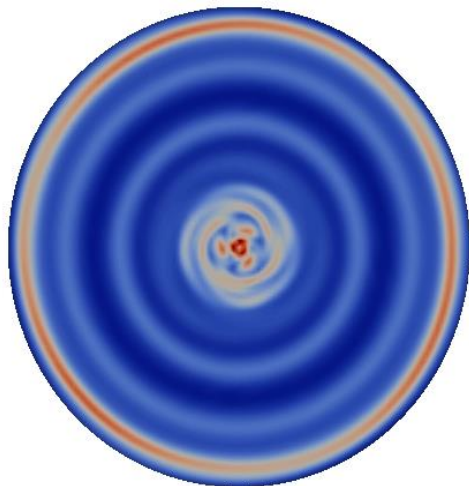
ب



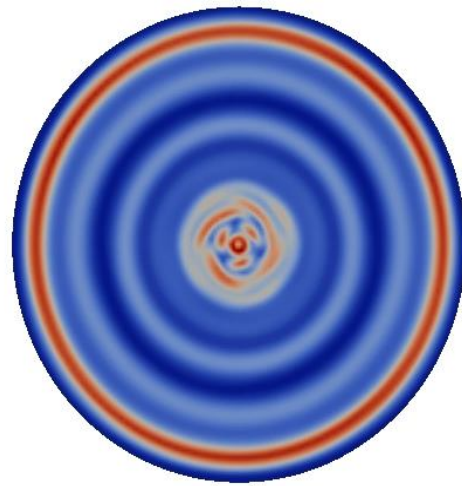
ج



د

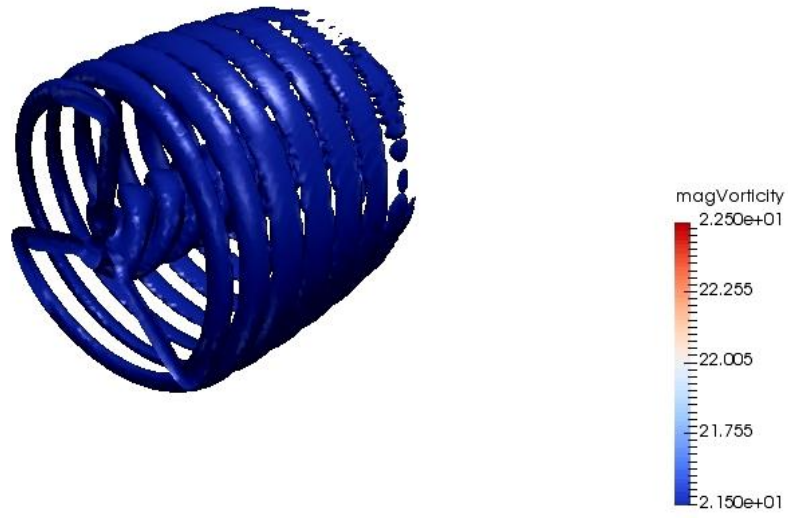


هـ

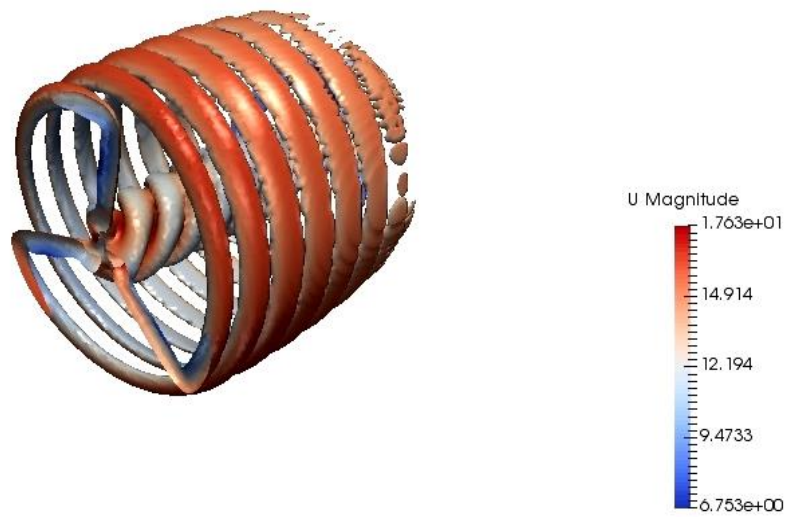


و

شکل ۴-۲۷ کانتورهای ورتیسیتته در پشت روتور توربین؛ الف- 0(m)؛ ب- 0.1(m)؛ ج- 1(m)؛ د- 2(m)؛ هـ- 4(m)؛ و- 6(m)



الف



ب

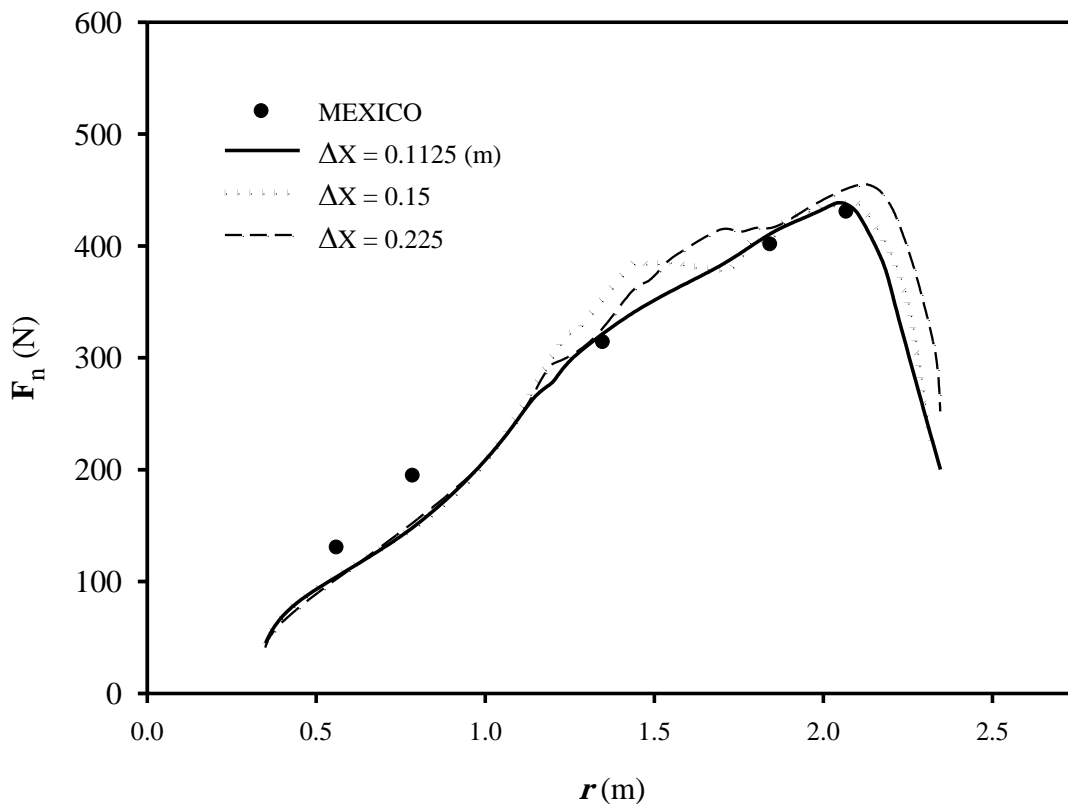
شکل ۴- ۲۸ الف- کانتورهای هم‌سطح ورتیسیتة (گردابه) و ساختار پسباده‌ها در پشت روتور توربین؛ ب- ترکیب کانتورهای هم‌سطح ورتیسیتة با کانتور اندازه سرعت

۳-۴ نتایج تخمین نیروها

در این بخش، محاسبه نیروهای عمودی و مماسی وارده بر پره توربین توسط این نظریه و مقایسه آن‌ها با نتایج آزمون تجربی انجام شده است. به منظور مطالعه عوامل موثر بر تخمین نیروها، سه فاکتور شبکه‌بندی، پارامتر عرض تصویر نیرو (E) و تعداد المان‌های خطوط عملگر مورد بررسی قرار گرفت.

۱-۳-۴ مطالعه شبکه‌بندی

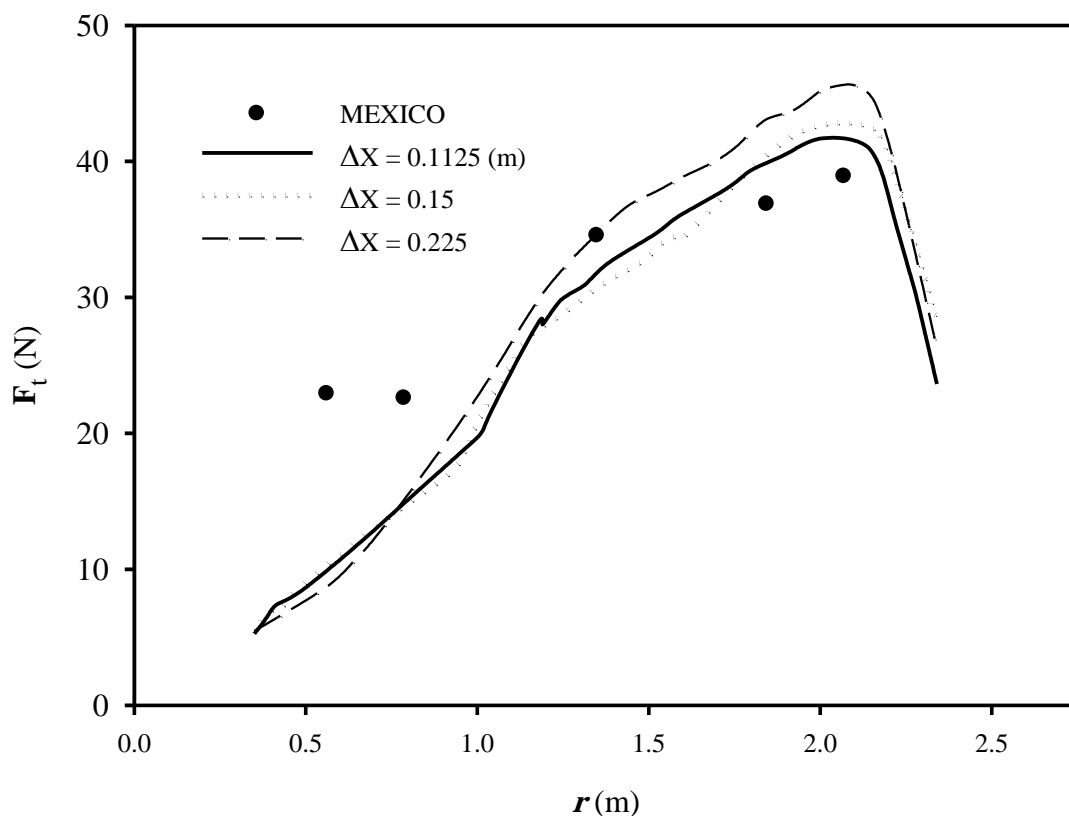
شکل ۴-۲۹، توزیع نیروی عمودی در امتداد طول پره، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی را نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۴-۲۹، مدل پیاده‌سازی شده در نرم‌افزار با تقریب قابل قبولی میزان نیروی عمودی اعمالی را تخمین زد و به صورت کلی، نتایجی در توافق با نتایج آزمون تجربی داشت.



شکل ۴-۲۹ توزیع نیروی عمودی بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه‌بندی

در نمودار نیروی عمودی، یک پرش در محدوده $r=1.3(m)$ تا $r=1.7(m)$ مشاهده شد. این پدیده با عدم پیوستگی توزیع هواها در طول پره مرتبط است زیرا، هوا بر $RIS\emptyset$ که در ناحیه میانی پره واقع شده است، دارای ضریب آیرودینامیکی متفاوتی برای نیروی برا در زاویه حمله صفر درجه نسبت به دو هوا بر DU و $NACA$ است. با افزایش وضوح شبکه بندی، تاثیر این پدیده کاهش یافت و منحنی هموار شد. نتایج در قسمت خارجی پره^۱ با دقت بسیار خوبی محاسبه شده است به طوری که بیشترین میزان اختلاف بین نتایج حاصل از شبیه سازی با داده های آزمون تجربی برابر $(N) 27$ ، معادل $7/7\%$ درصد است.

شکل ۴-۳۰، توزیع نیروی مماسی در امتداد طول پره، بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی را نشان می دهد.



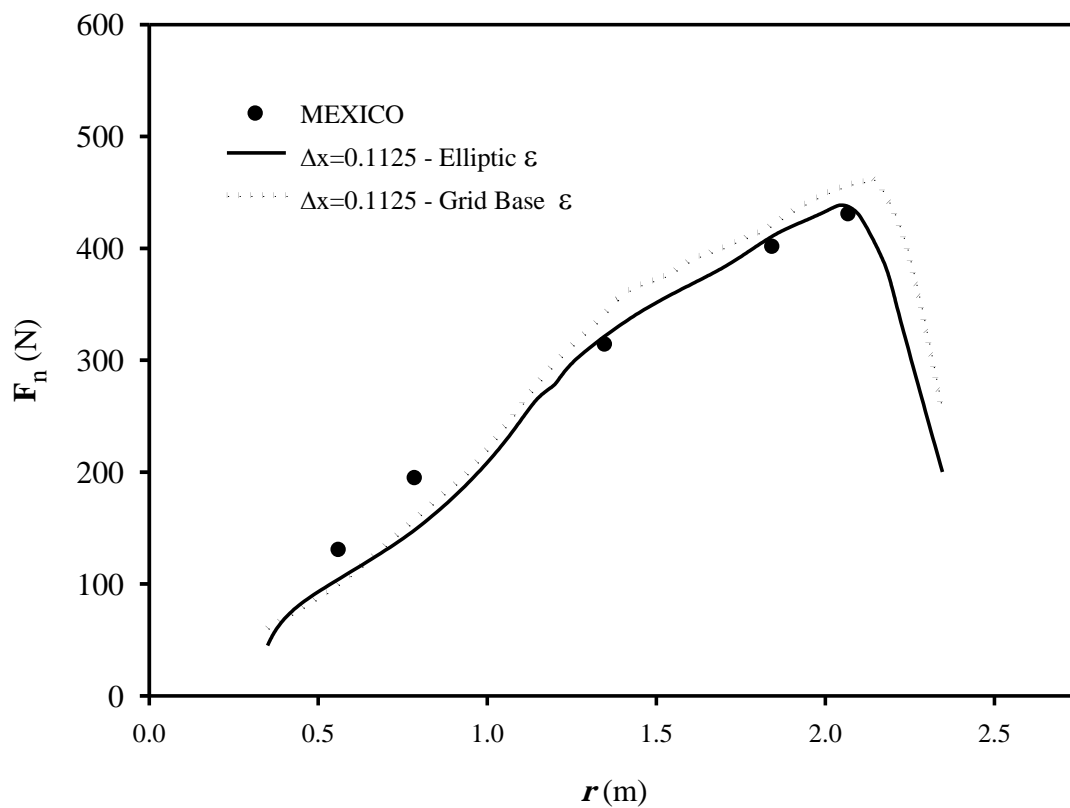
شکل ۴-۳۰ توزیع نیروی مماسی بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی

^۱ Outboard Section

مشابه حالت قبل، نتایج در قسمت داخلی پره دارای اختلاف بیشتری با مقادیر آزمون تجربی است. مشاهده شد با افزایش وضوح شبکه‌بندی، دقت محاسبه نتایج به خصوص در ناحیه نوک پره، افزایش یافت؛ به نحوی که با کاهش اندازه سلول‌ها، نتایج حداکثر به میزان $4(N)$ ، معادل $9/5$ درصد بهبود یافت.

۴-۳-۲ مطالعه پارامتر عرض تصویر نیرو (ε)

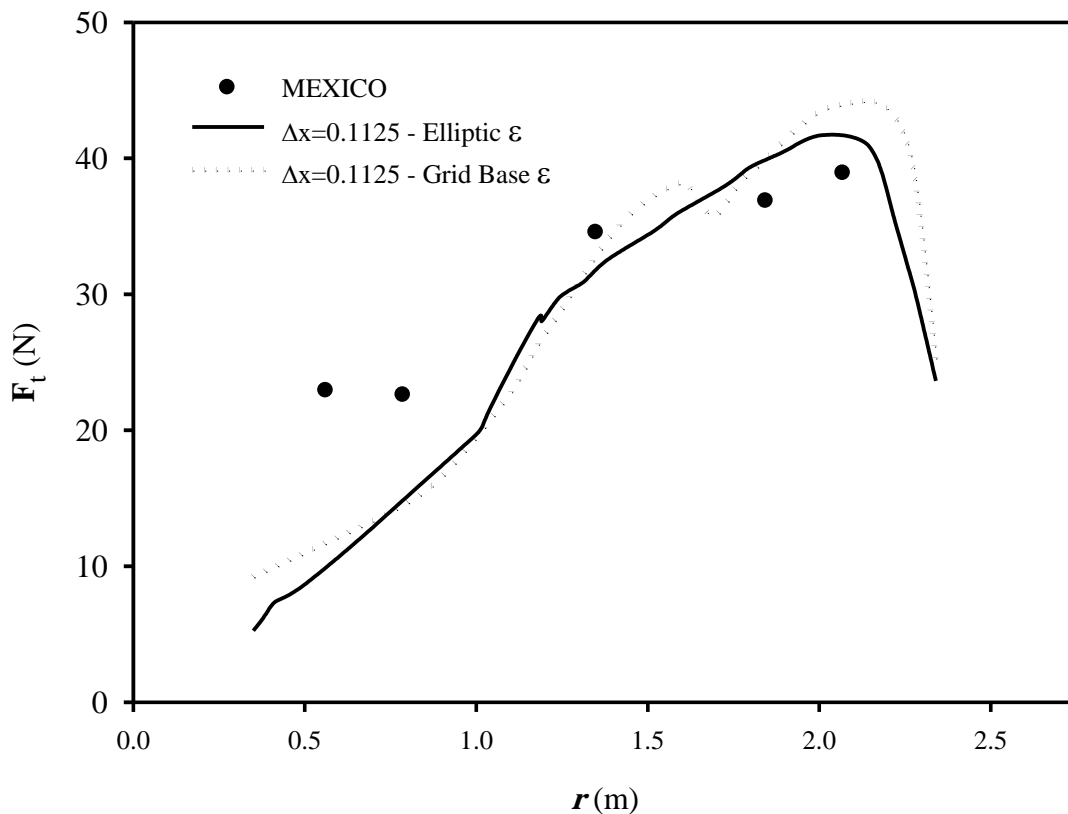
شکل ۴-۳۱، توزیع نیروی عمودی در امتداد طول پره، برای دو نوع ε مختلف را نشان می‌دهد که در نوع اول (توزیع بیضوی)، این پارامتر بر اساس نسبت منظری پره، طول وتر محلی و وضوح شبکه‌بندی تعیین شده و در نوع دوم، این پارامتر تنها بر اساس وضوح شبکه‌بندی انتخاب شد.



شکل ۴-۳۱ توزیع نیروی عمودی برای انواع مختلف پارامتر ε

همانطور که در شکل مشاهده می‌شود، نتایج حاصل از توزیع بیضوی در توافقی بهتری با داده‌های آزمون تجربی بود. بیشترین میزان بهبود در نتایج با استفاده از روش توزیع بیضوی، برابر ۶/۵۵ درصد گزارش شد.

شکل ۴-۳۲، توزیع نیروی مماسی در امتداد طول پره، بازای دو نوع ε مختلف را نشان می‌دهد. مطابق شکل، مشابه حالت قبل، نتایج حاصل از توزیع بیضوی در توافقی بهتری با داده‌های آزمون تجربی است. با انتخاب ε بر اساس وضوح شبکه‌بندی، نیروی مماسی در ناحیه منتهی به نوک پره به میزان $(N) 3/5$ بیشتر از حالت توزیع بیضوی تخمین زده شد و خطای محاسبات $8/53$ درصد افزایش یافت.

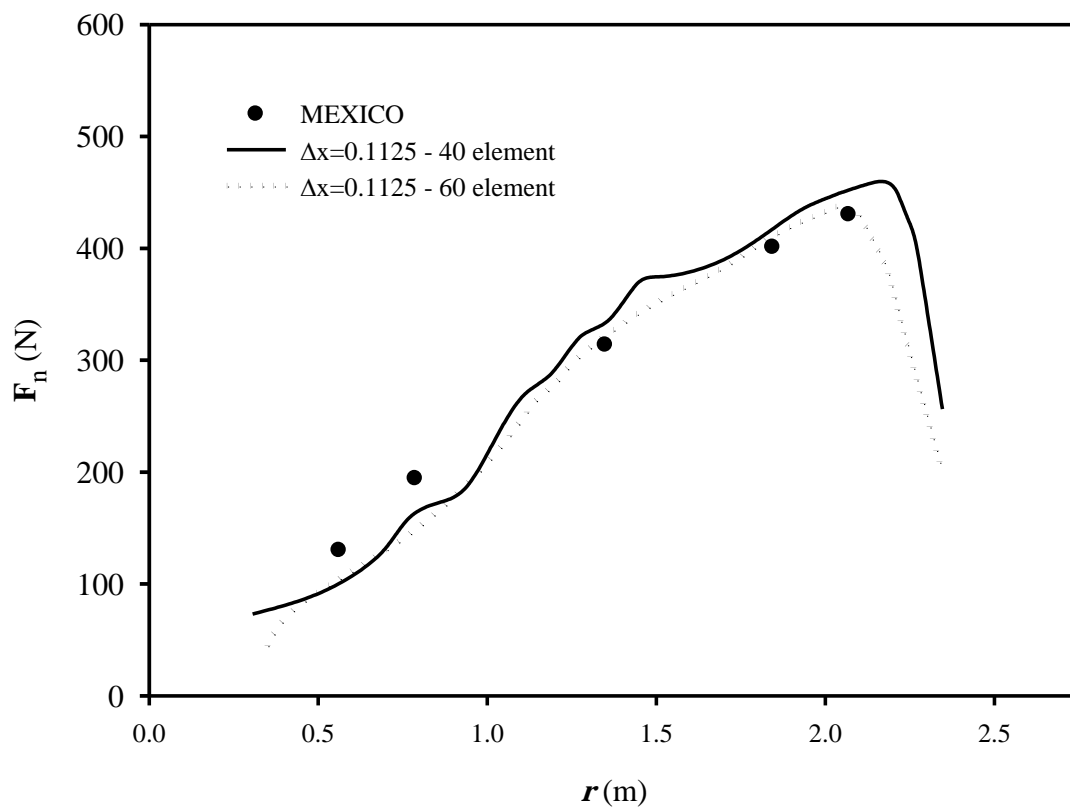


شکل ۴-۳۲ توزیع نیروی مماسی بازای مقادیر مختلف پارامتر ε

۳-۳-۴ مطالعه تعداد المان

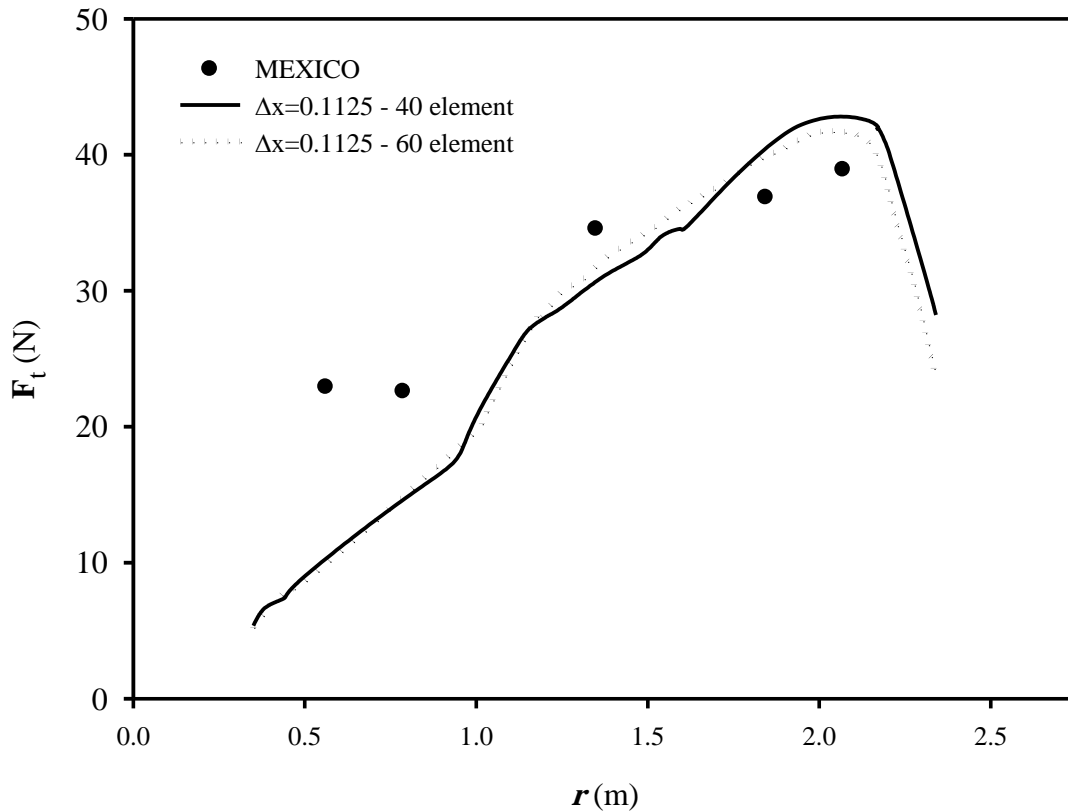
در این قسمت به بررسی تاثیر عامل تعداد المان‌های انتخابی برای خطوط عملگر، بر نحوه تخمین نیروهای عمودی و مماسی اعمال شده بر پره توربین پرداخته شد.

شکل ۳-۴، توزیع نیروی عمودی در امتداد طول پره، برای مقادیر مختلف تعداد المان پره را نشان می‌دهد. باتوجه به شکل، بیشترین تاثیر افزایش تعداد المان، در ناحیه نوک پره مشاهده شد. در حالی که در سایر نواحی دو نمودار رفتار تقریباً مشابهی داشتند، با افزایش تعداد المان‌ها، نتایج مربوط به ناحیه منتهی به نوک پره به میزان (N) ۱۸، معادل ۴/۱۹ درصد بهبود یافت.



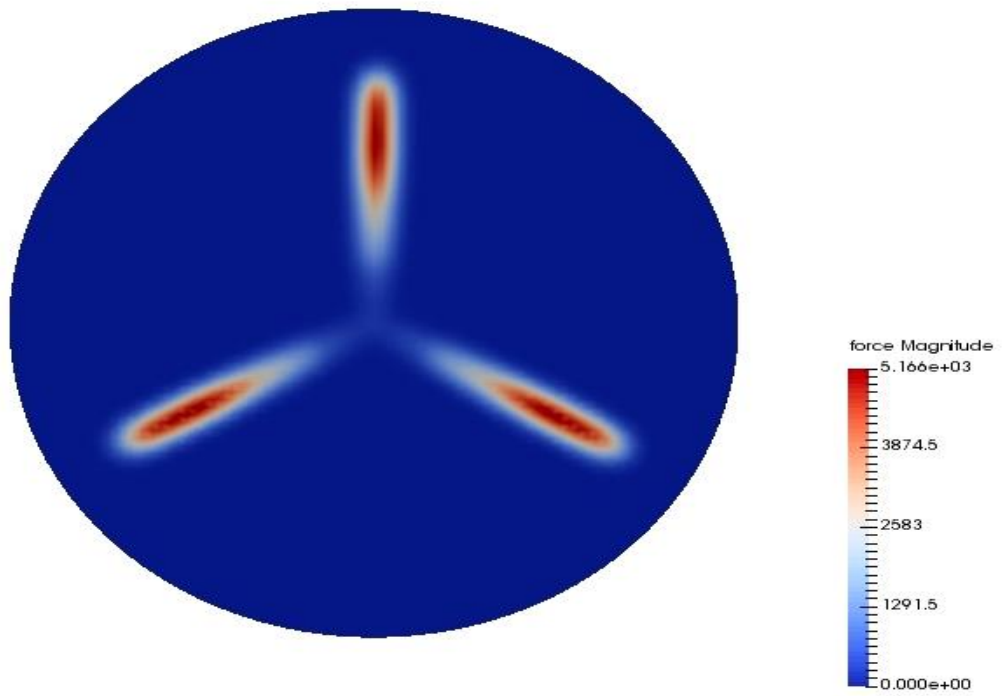
شکل ۳-۴ توزیع نیروی عمودی برای مقادیر مختلف تعداد المان پره

شکل ۴-۳۴، توزیع نیروی مماسی در امتداد طول پره، بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره را نشان می‌دهد. مشابه حالت قبل، بیشترین تاثیر افزایش تعداد المان‌ها در بهبود نتایج، در ناحیه نوک پره و به میزان ۳/۰۵ درصد مشاهده شد.

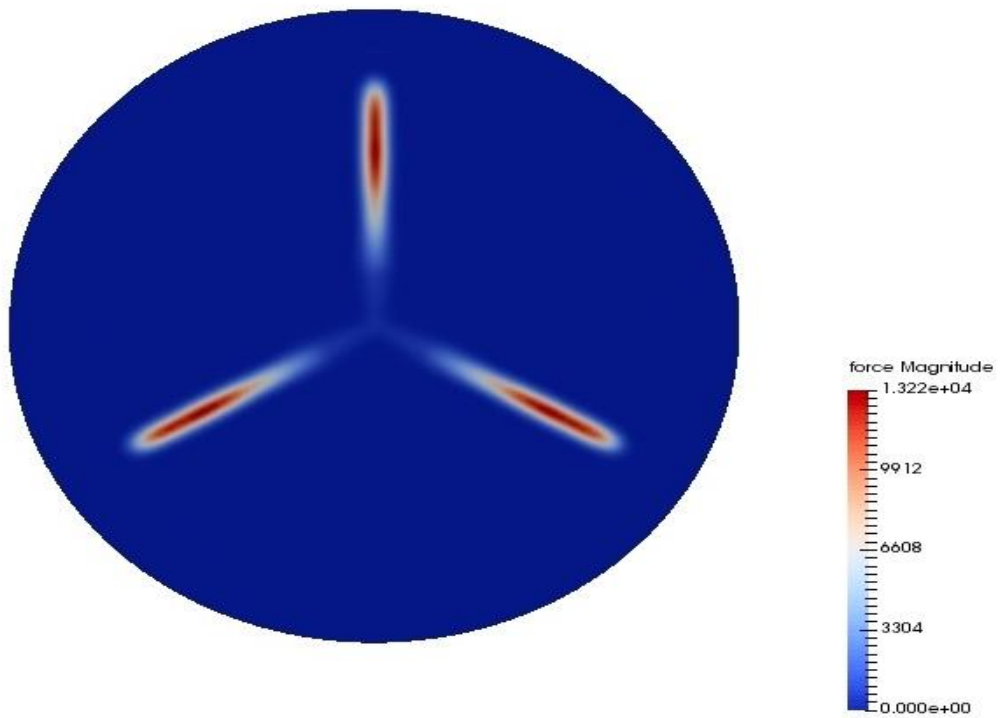


شکل ۴-۳۴ توزیع نیروی مماسی بازای مقادیر مختلف تعداد المان پره

شکل‌های ۴-۳۵ و ۴-۳۶، توزیع نیروی حجمی تصویر شده بر خطوط عملگر، بازای دو نوع ε مختلف را نشان می‌دهد. با توجه به شکل‌های ۴-۳۵ و ۴-۳۶ و نیز نمودارهای این بخش، مدل خط عملگر با استفاده از توزیع بیضوی توانست با دقت بالاتری نیروهای وارده بر پره‌های توربین را محاسبه و بر شبکه‌بندی تصویر کند و نظریه خط عملگر پایه را بهبود دهد.



شکل ۴-۳۵ توزیع نیروی حجمی تصویر شده بر خطوط عملگر با استفاده از ϵ براساس شبکه‌بندی



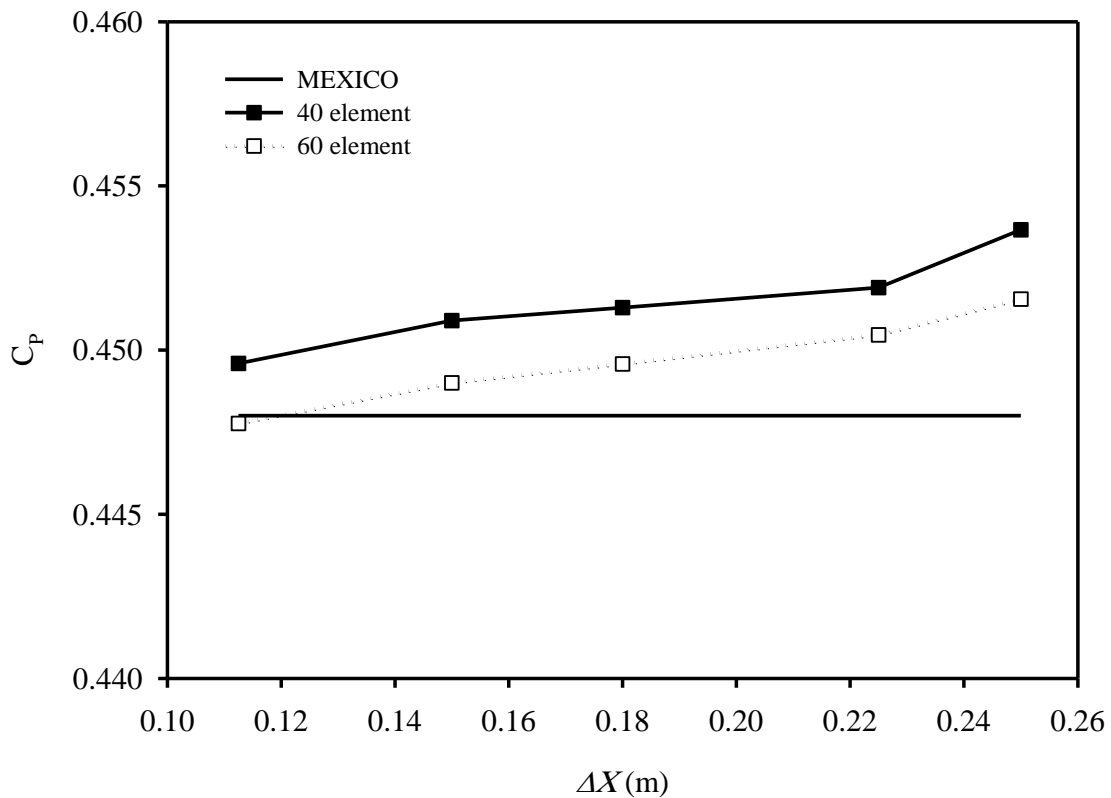
شکل ۴-۳۶ توزیع نیروی حجمی تصویر شده بر خطوط عملگر با استفاده از ϵ بیضوی

۴-۴ توان، گشتاور، نیروی رانش

در بخش قبل، توزیع نیروهای عمودی و مماسی وارد بر پره‌های توربین توسط مدل خط عملگر محاسبه و برای حالات مختلف بررسی شد. نتایج حاصل از مدل پیاده‌سازی شده در نرم‌افزار توانست تطابق نسبتاً خوبی با نتایج به‌دست آمده از تونل باد را نمایش دهد. پس از محاسبه نیروها، در این بخش به تعیین و بررسی پارامترهای عملکردی توربین نظیر توان خروجی، با استفاده از این نظریه و مقایسه آن با نتایج آزمون تجربی پرداخته شده است. به‌منظور شناخت و مطالعه عوامل موثر بر تخمین این پارامترها، فاکتورهای شبکه‌بندی، تعداد المان‌های خطوط عملگر و پارامتر عرض تصویر نیرو (E) مورد بررسی قرار گرفت.

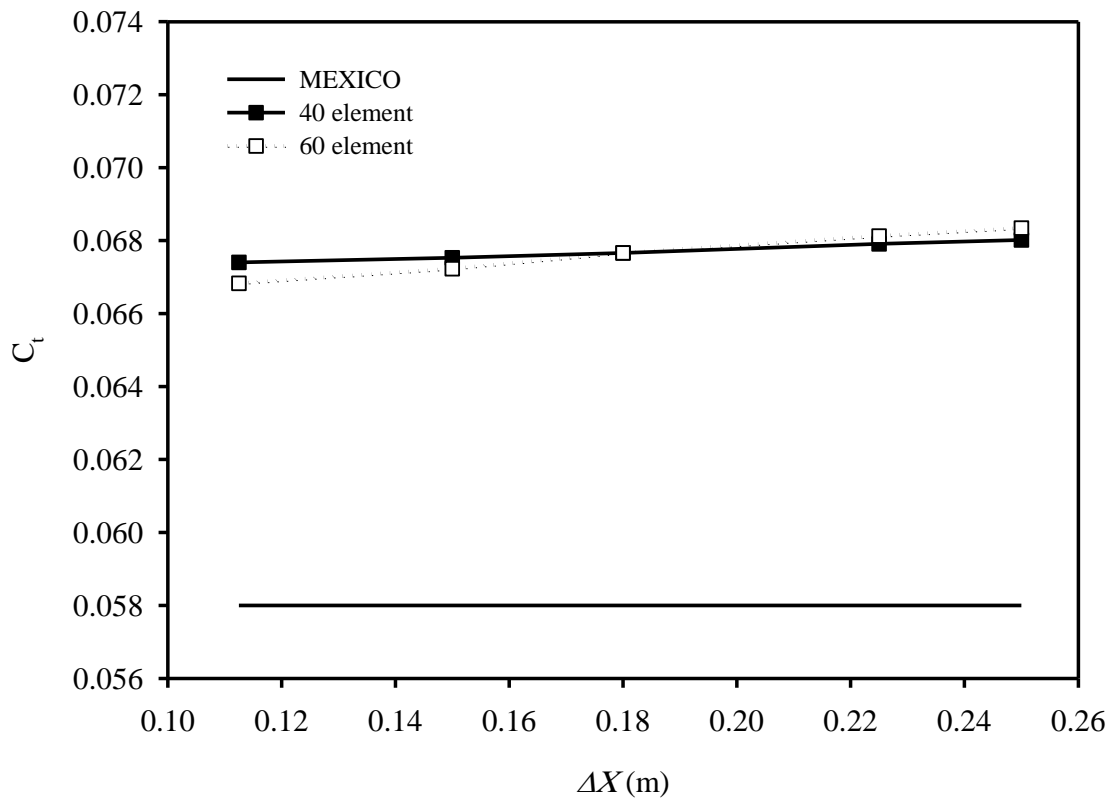
۴-۴-۱ مطالعه تعداد المان

شکل ۴-۳۷، مقادیر ضریب توان (C_P)، برحسب وضوح شبکه‌بندی، در شبکه‌بندی یکنواخت و برای مقادیر مختلف تعداد المان پره را نشان می‌دهد. باتوجه به شکل ۴-۳۷، از آنجاکه با افزایش تعداد المان - های خطوط عملگر، نیروهای وارده بر پره‌ها با دقت بالاتری محاسبه شد و باتوجه به اینکه پارامترهای عملکردی توربین، با انتگرال‌گیری از این نیروها در سرتاسر پره و برای مجموع هر سه پره تعیین می‌شوند، در نتیجه با افزایش تعداد المان‌ها، نتایج بهبود یافت. همچنین مشاهده شد با افزایش ابعاد سلول‌ها در شبکه‌بندی، دقت تخمین نتایج کاهش یافت. بیشترین میزان اختلاف بین نتایج حاصل از شبیه‌سازی و نتایج آزمون تجربی مربوط به حالت انتخاب ۴۰ المان برای خطوط عملگر و $\Delta x = 0.25(m)$ به‌عنوان اندازه سلول‌های شبکه‌بندی بود که در این حالت، حداکثر خطا برابر 0.055 ، معادل $1/21$ درصد بود.



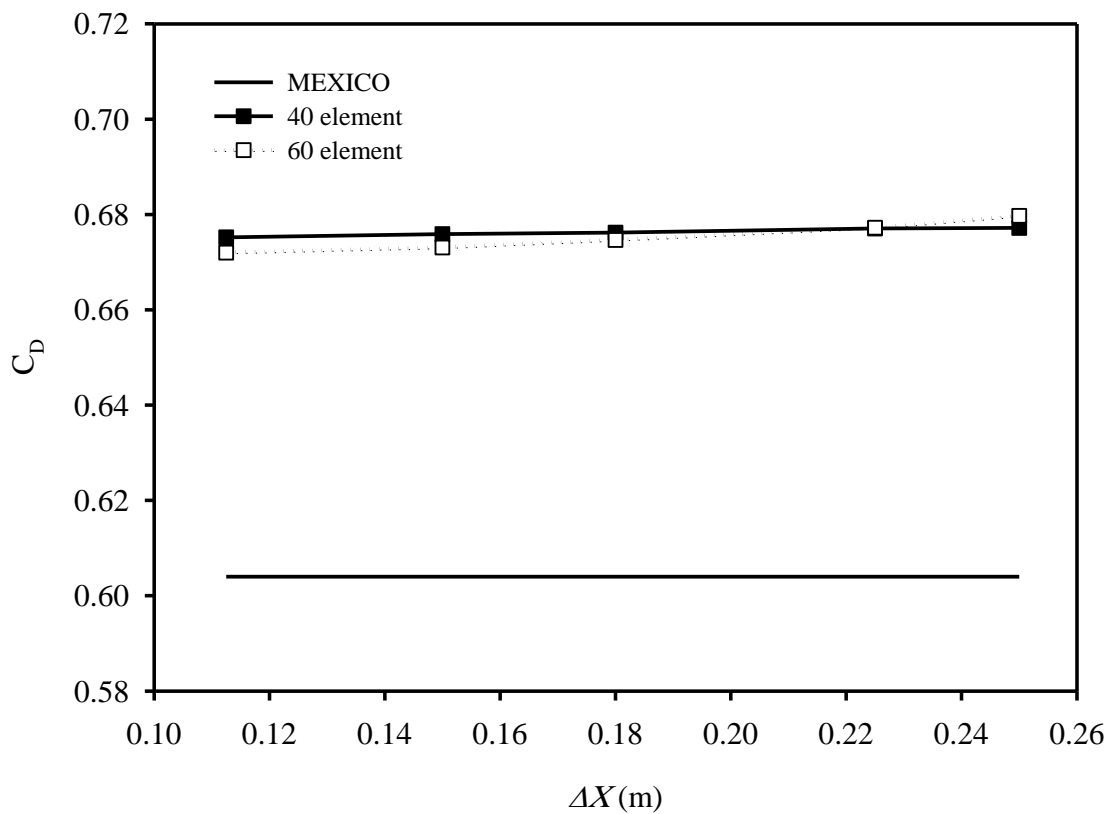
شکل ۴-۳۷ ضریب توان توربین بازی مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و تعداد المان پره

شکل ۴-۳۸، مقادیر ضریب گشتاور (C_t)، برحسب وضوح شبکه بندی، در شبکه بندی یکنواخت و برای مقادیر مختلف تعداد المان پره را نشان می دهد. با توجه به شکل ۴-۳۸، افزایش تعداد المان ها، تاثیر چندانی بر بهبود مقادیر ضریب گشتاور توربین نداشت. در بهترین حالت، یعنی استفاده از خطوط عملگر دارای ۶۰ المان به همراه وضوح شبکه بندی با ابعاد $\Delta x=0.1125$ (m)، نتایج به میزان ۰/۰۰۹، معادل ۱۳/۴ درصد نسبت به مقادیر آزمون تجربی اختلاف داشت.



شکل ۴-۳۸ ضریب گشتاور توربین بازی مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و تعداد المان پره

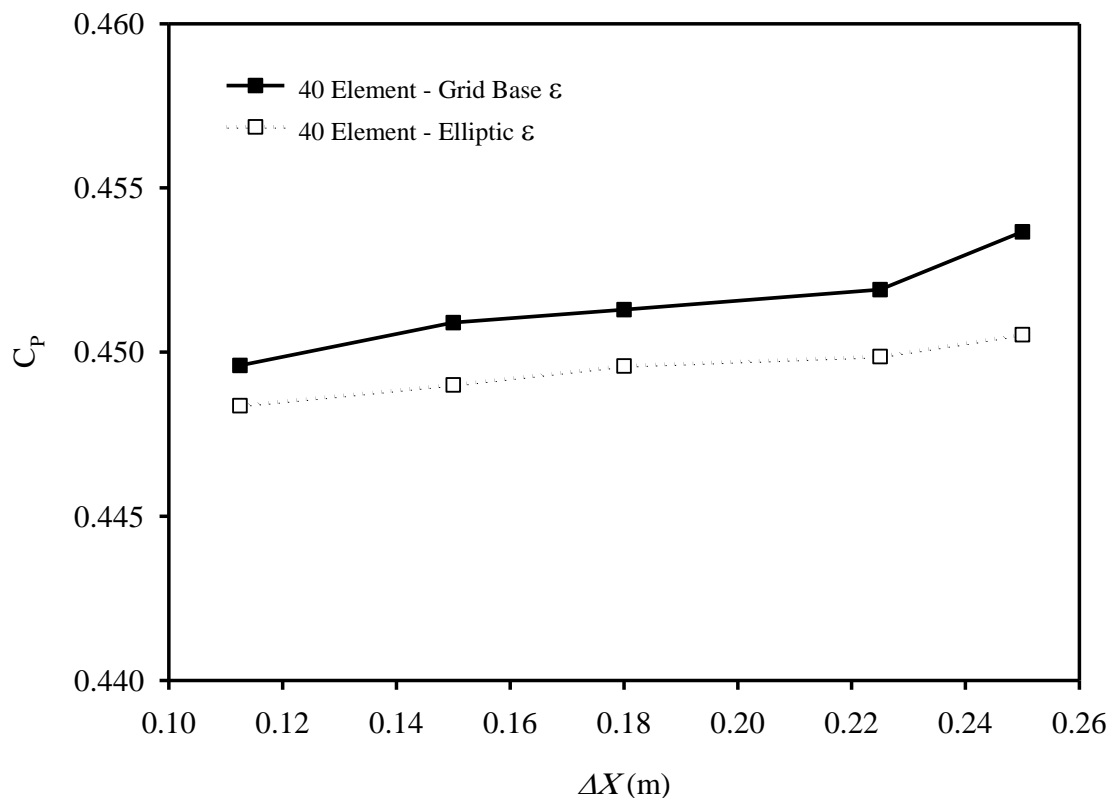
شکل ۴-۳۹، مقادیر ضریب نیروی رانش (C_D)، برحسب وضوح شبکه بندی، در شبکه بندی یکنواخت و برای مقادیر مختلف تعداد المان پره را نشان می دهد. با توجه به شکل ۴-۳۹، مشابه نمودار ضریب گشتاور، افزایش تعداد المان ها، تاثیر آنچنانی بر بهبود مقادیر ضریب نیروی رانش توربین ندارد و در بهترین حالت، نتایج به میزان ۰/۰۷، معادل ۱۰/۳ درصد نسبت به مقادیر آزمون تجربی اختلاف داشت.



شکل ۴-۳۹ ضریب نیروی رانش توربین بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و تعداد المان پره

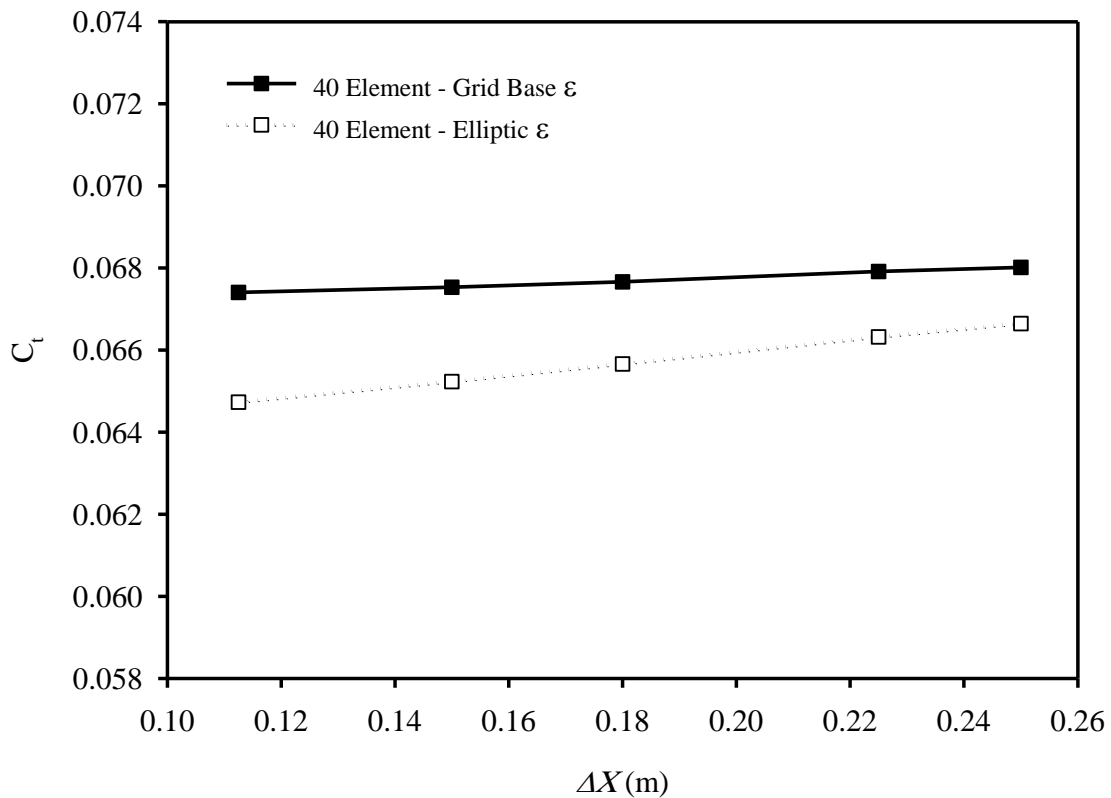
۴-۴-۲ مطالعه پارامتر عرض تصویر نیرو (E)

شکل ۴-۴۰، مقادیر ضریب توان (C_p) برحسب وضوح شبکه بندی، بازای دو نوع E مختلف را نشان می دهد. با توجه به شکل ۴-۴۰، مدل خط عملگر با استفاده از توزیع بیضوی، توانست نتایج را با دقت بیشتری تخمین بزند. همچنین کاهش ابعاد سلول های شبکه بندی نیز تاثیر مشابهی داشت. در بیشترین حالت، با استفاده از توزیع بیضوی، نتایج به میزان ۰/۰۰۳ بهبود یافت.



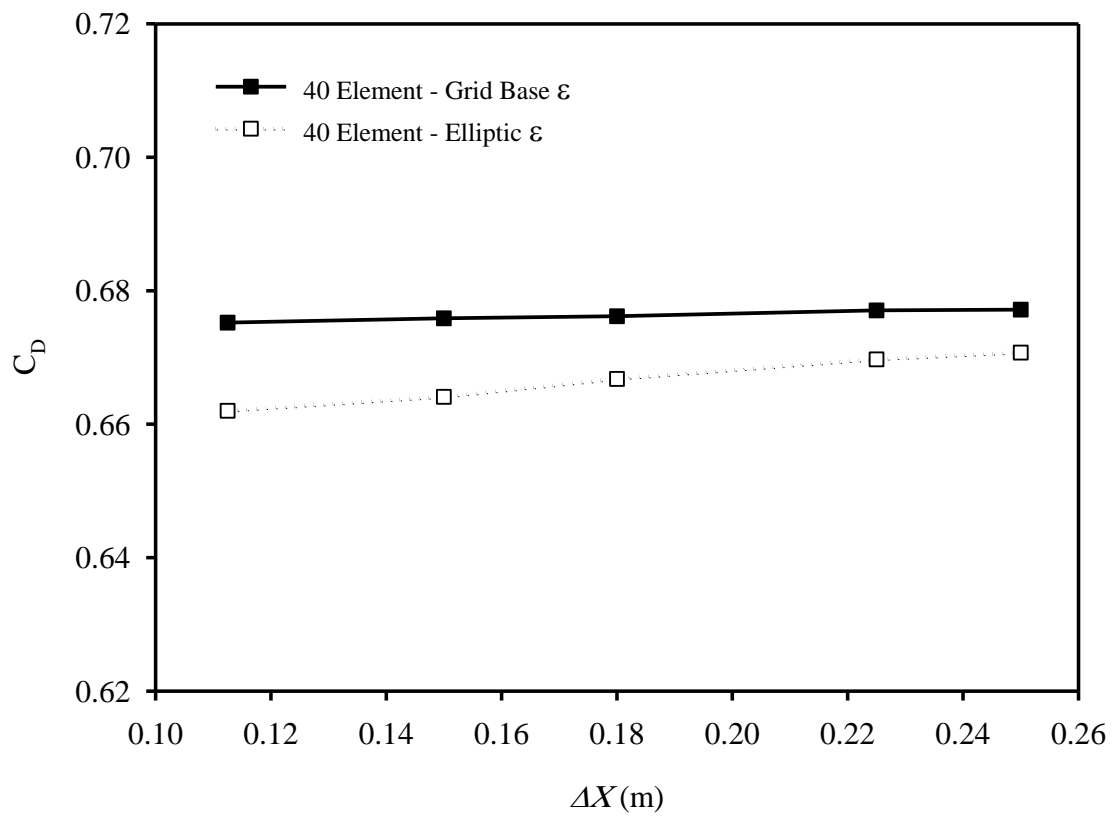
شکل ۴-۴۰ ضریب توان توربین بازی مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و پارامتر ε

شکل ۴-۴۱، مقادیر ضریب گشتاور (C_t)، بر حسب وضوح شبکه بندی، بازی دو نوع ε مختلف را نشان می دهد. با توجه به شکل ۴-۴۱، مشاهده شد مدل خط عملگر با توزیع بیضوی نتایج دقیق تری به همراه داشت. از طرفی کاهش وضوح شبکه بندی، منجر به افزایش خطای نتایج به میزان ۰/۰۰۲ شد و در بهترین حالت، با استفاده از توزیع بیضوی، نتایج به میزان ۰/۰۰۲۱ بهبود یافت.



شکل ۴-۴۱ ضریب گشتاور توربین بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و پارامتر ϵ

شکل ۴-۴۲، مقادیر ضریب نیروی رانش توربین (C_D)، برحسب وضوح شبکه بندی، بازای دو نوع ϵ مختلف را نشان می دهد. مطابق شکل ۴-۴۲، با افزایش ابعاد سلول های شبکه بندی، میزان خطا در نتایج افزایش یافت. همچنین مدل خط عملگر با استفاده از توزیع بیضوی، توانست نتایج را با دقت بالاتری تخمین بزند. در بهترین حالت، با استفاده از توزیع بیضوی، نتایج به میزان ۰/۰۱ بهبود یافت.



شکل ۴-۴۲ ضریب نیروی رانش توربین بازای مقادیر مختلف وضوح شبکه بندی و پارامتر ϵ

فصل پنجم:

نتیجه‌گیری و پیشنهادها

۵-۱ نتیجه‌گیری

در این پژوهش، به شبیه‌سازی روتور توربین بادی آزمون مکزیکو، با استفاده از توزیع نیروی بیضوی در نظریه خط عملگر و شبیه‌سازی آشفتگی‌های میدان جریان پشت روتور توربین با استفاده از روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ پرداخته شد. شبیه‌سازی و حل معادلات مورد نیاز، با پیاده‌سازی مدل خط عملگر در نرم‌افزار سیالاتی متن‌باز این فوم و به کمک حلگر PISO انجام شد. شبیه‌سازی برای حالت شرایط طراحی توربین یعنی سرعت ورودی $15(m/s)$ ، سرعت دورانی $424(rpm)$ ، نسبت سرعت نوک $6/7$ ، زاویه گام $2/3$ - درجه و حالت جریان مستقیم صورت گرفت.

نتایج پژوهش در سه بخش شامل: نتایج حاصل از شبیه‌سازی مربوط به تخمین میدان پسابدها، نتایج بدست‌آمده برای نیروهای عمودی و مماسی در امتداد پره و نتایج مربوط به تخمین پارامترهای عملکردی توربین ارائه و با داده‌های آزمون تجربی اعتبار سنجی شد. همچنین در هر بخش، مطالعه پارامتری عوامل مختلف موثر بر نتایج شبیه‌سازی شامل: اندازه شبکه‌بندی، گام زمانی حل، تعداد المان‌های خطوط عملگر و پارامتر عرض تصویر نیرو (ϵ) صورت گرفت.

به صورت کلی، در روند تخمین نتایج، همگرایی نسبتاً خوبی بین آزمون تجربی و شبیه‌سازی صورت گرفته مشاهده شد و خصوصیات اصلی جریان به درستی ثبت و با دقت قابل قبولی محاسبه شد. با این وجود، به منظور تحلیل دقیق‌تر جریان، نیاز است تا از روش مدل‌سازی روتور کامل که هزینه محاسباتی بسیار بالاتری دارد، استفاده کنیم.

مدل خط عملگر نسبت به شبکه‌بندی بسیار حساس است به طوری‌که، تغییر در نوع و وضوح شبکه‌بندی بیشترین تأثیر را در بهبود نتایج نسبت به سایر عوامل دارد. در مطالعات مربوط به شبکه‌بندی در این پژوهش، از دو نوع ساختار مختلف شبکه‌بندی استفاده شد که با بررسی نتایج مشخص گردید، با استفاده از شبکه‌بندی بهبودیافته در اطراف روتور توربین نسبت به حالت شبکه‌بندی یکنواخت، میزان خطای نتایج حاصل از تخمین پسابدها، کاهش یافت.

همچنین تغییر پارامترهایی همچون تعداد المان‌های خطوط عملگر و یا تغییر وضوح شبکه‌بندی، در بهبود نتایج مربوط به حالت شبکه‌بندی یکنواخت موثرتر بود.

با مقایسه نتایج حاصل از به‌کارگیری دو نوع ε مختلف در مدل خط عملگر مشخص شد، نمی‌توان این پارامتر را تنها بر اساس اندازه شبکه‌بندی مساله انتخاب نمود، بلکه در فرآیند تعیین آن باید طول وتر پره را نیز لحاظ کرد. این نتیجه، بر اساس دو واقعیت زیر بدست آمد:

الف- تعیین عرض تصویر نیرو بر اساس طول وتر پره، نتایجی نزدیکتر به آزمون تجربی داشت.

ب- تعیین عرض تصویر نیرو تنها بر اساس اندازه شبکه‌بندی، این واقعیت که آیا توزیع نیروهای اعمالی روی پره، منطبق با هندسه واقعی آن انجام شده است را تضمین نمی‌کند.

همچنین مشخص شد نحوه انتخاب پارامتر ε تأثیر چندانی در بهبود نتایج حاصل از تخمین میدان سرعت پساب‌ها ندارد.

گام زمانی حل معادلات در شبیه‌سازی، با توجه به سرعت دورانی توربین، شعاع پرها و اندازه سلول‌های شبکه‌بندی در صفحه روتور بگونه‌ای انتخاب شد که خطوط عملگر چرخان در هر گام زمانی، تنها از مقابل یک سلول عبور کنند. بدین منظور، رابطه زیر پیشنهاد شد:

$$\Delta t = \frac{\Delta y}{R\Omega} \quad (1-5)$$

در نمودارهای فصل قبل مشاهده شد مدل خط عملگر، برای نیروهای ناحیه خارجی پره، مقداری بزرگتر از نتایج آزمون تجربی پیش‌بینی کرد که در نتیجه آن، برای توان خروجی، گشتاور و نیروی رانش توربین نیز مقداری بیشتر از آزمون تجربی تخمین زده شد. این امر، در فرآیند بازگشتی حل معادلات مومنتم، بر افت تکانه پساب‌ها تأثیر مستقیم داشت. هرچند اعمال تغییراتی همچون افزایش تعداد المان‌های خطوط عملگر، کاهش اندازه شبکه‌بندی و استفاده از توزیع نیروی بیضوی منجر به بهبود نتایج شد، ولی مدل همچنان مقداری بیش‌از اندازه واقعی برای موارد فوق پیش‌بینی کرد.

طبق جدول مشخصات آئروپدینامیکی دوبعدی هوابرهای بکار رفته در پره، شرایط اندازه‌گیری و خصوصیات هوابر ریزو نسبت به دو هوابر دیگر بسیار متفاوت است. از آنجاکه در این پژوهش از داده‌های اصلی هوابرها استفاده شده است، عدم تطابق کامل مشخصات عملکردی توربین با مقادیر شبیه‌سازی امری دور از انتظار محسوب نمی‌شود. همچنین، ساده‌سازی‌های انجام‌شده برای نواحی انتقالی بین هوابرها، منجر به ایجاد خطا در مقادیر نتایج می‌شود، زیرا این ناسازگاری هندسی بین هوابرها منجر به تولید جریان‌های ناخواسته محوری می‌شوند. به‌عنوان مثال، مدل خط عملگر، نیروی رانش توربین را کمی بیش از اندازه واقعی پیش‌بینی کرد که معمولاً این مشکل در بیشتر مدل‌های شبیه‌سازی توربین باد، مشاهده می‌شود. طبق نظریه تکانه اجزاء پره، افت سرعت، مستقیماً با نیروی رانش توربین مرتبط است، همین امر باعث می‌شود تا میدان سرعت پسبادهای در راستای شعاعی، کمتر از داده‌های تجربی پیش‌بینی شوند.

در نهایت، با توجه به نتایج شبیه‌سازی صورت گرفته مشاهده می‌شود، مدل خط عملگر همراه با توزیع نیروی بیضوی، به‌خوبی می‌تواند جریان پسبادهای پشت روتور و پارامترهای عملکرد توربین را تخمین بزند و در مبحث شبیه‌سازی توربین‌های بادی، به‌عنوان یک روش کارا مورد استفاده قرار بگیرد.

۲-۵ پیشنهادات

با توجه به بدیع و نوپا بودن مدل‌های مومنتم جایگزین پره در مبحث شبیه‌سازی توربین‌های بادی در کشور و وجود موضوعات پژوهشی فراوان در این حوزه، برای پژوهشگرانی که علاقه‌مند به تحقیق و فعالیت در این زمینه هستند، پیشنهادات زیر ارائه می‌گردد:

۱- شبیه‌سازی توربین‌های بادی با استفاده از مدل خط عملگر همراه با اعمال ضرایب تصحیح دو و سه‌بعدی همانند: ضریب تصحیح گلارت، ضریب تصحیح پرائتل، ضریب تصحیح شن و ... و مقایسه تاثیر اعمال این ضرایب بر نتایج.

۲- شبیه‌سازی جریان اطراف توربین‌های بادی محور عمودی با هدف مطالعه رفتار پسابدهای ایجاد شده در این نوع سازه‌ها، به روش خط عملگر.

۳- شبیه‌سازی توربین بادی آزمون مکزیکو با اعمال اصلاحات روی داده‌های آئرودینامیکی هواها و برای حالت جریان غیرمستقیم (یاو)، با توجه به شرایط جدید برگزاری آزمون تجربی^۱.

۴- شبیه‌سازی توربین‌های بادی محور افقی با در نظر گرفتن هندسه کامل توربین شامل پره‌ها، هاب، ناسل و برج^۲ به روش خط عملگر.

۵- شبیه‌سازی توربین (یا مزارع بادی) با استفاده از مدل‌های آشفتگی RANS و مقایسه نتایج آن با مدل‌های آشفتگی LES به منظور یافتن مناسب‌ترین روش مطالعه آشفتگی در کنار مدل خط عملگر.

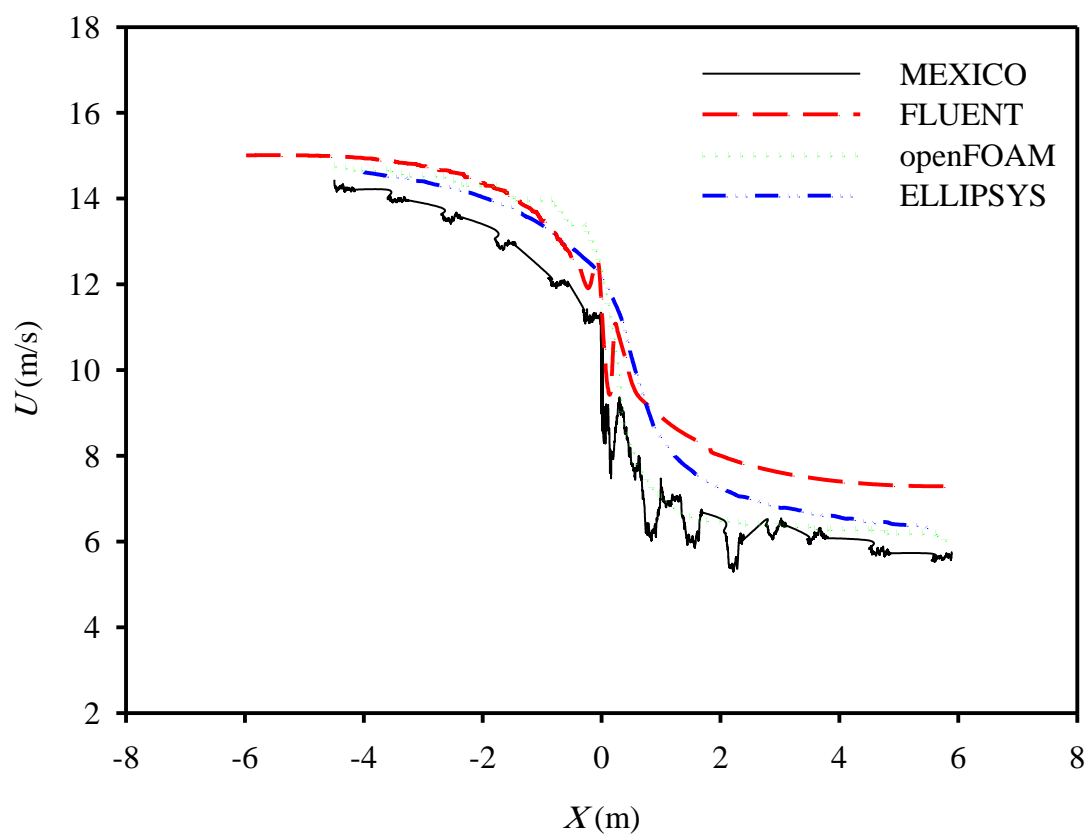
۶- مدل‌سازی توربین (یا مزارع بادی) در شرایط غیر ایده‌آل (خارج از تونل باد)، با در نظر گرفتن اثرات لایه مرزی جو و ناهمواری‌های زمین، به منظور سنجش دقت مدل خط عملگر.

^۱ New-MEXICO Experiment

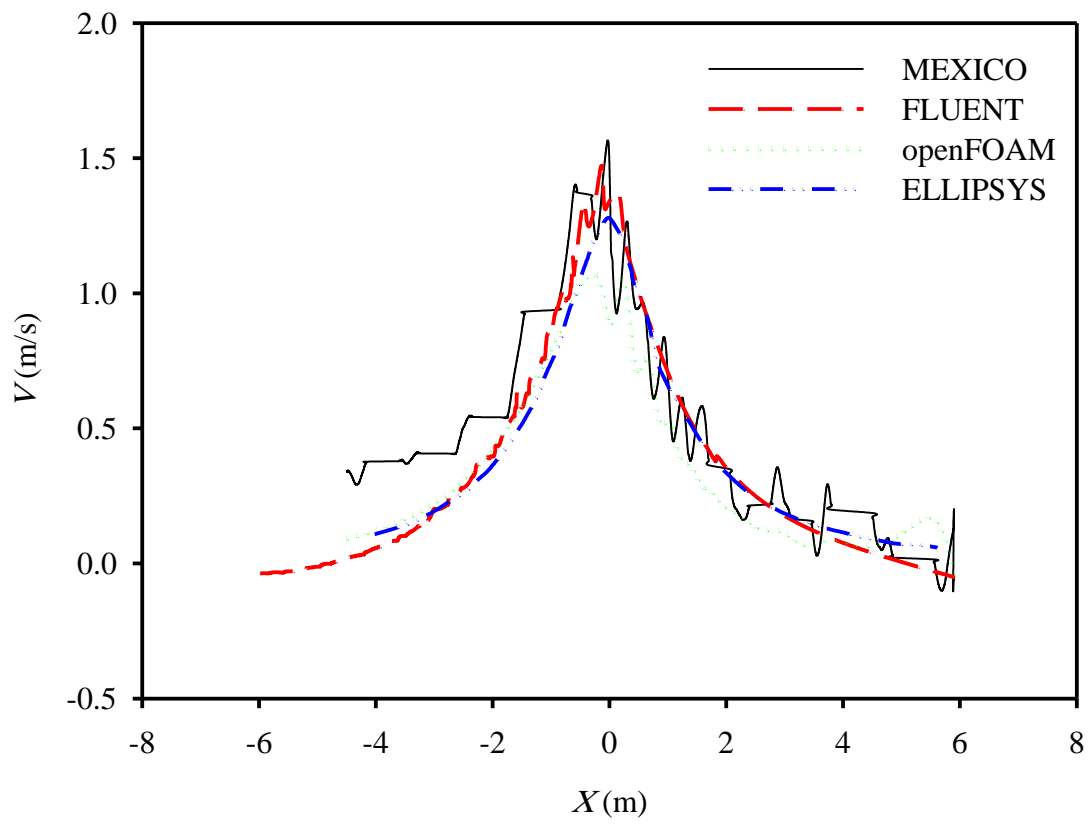
^۲ Tower

پیوست الف:

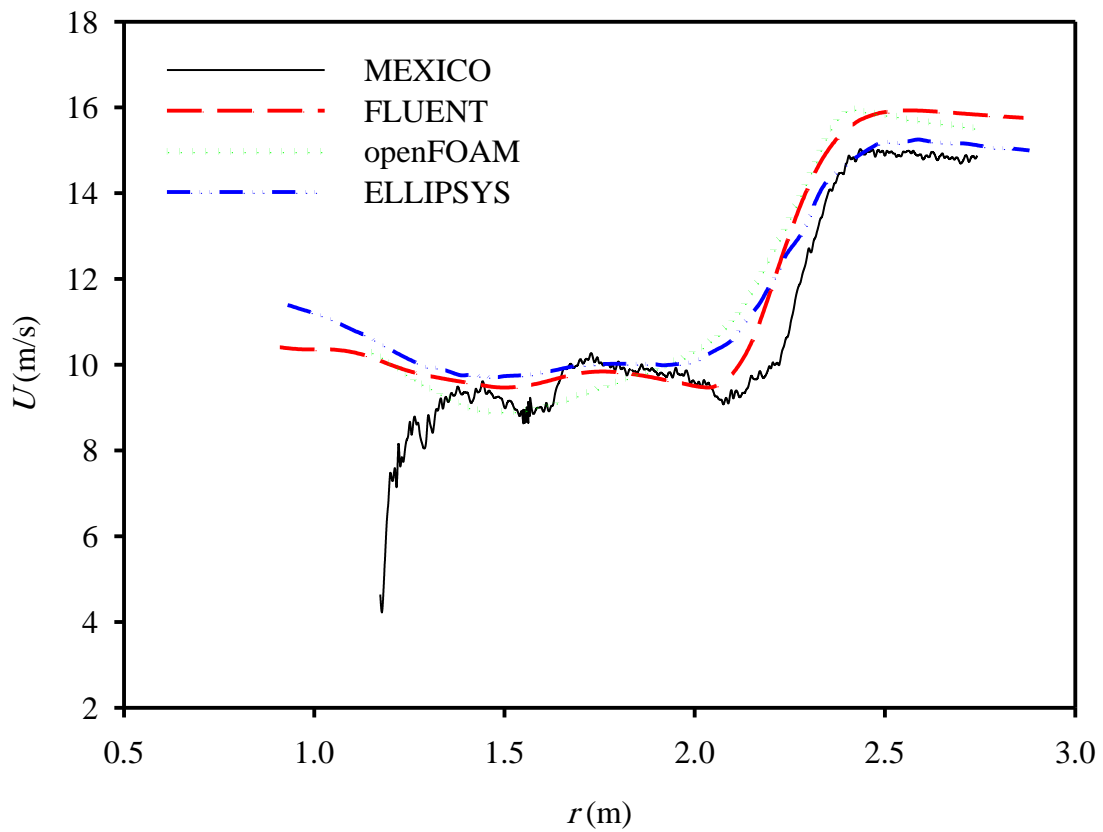
در این پیوست، نتایج شبیه‌سازی آزمون تجربی مکزیکو که توسط مدل خط عملگر و در نرم‌افزارهای سیالاتی الیپسیس، اپن فوم و فلونت انجام گرفته، ارائه و باهم مقایسه شده است.



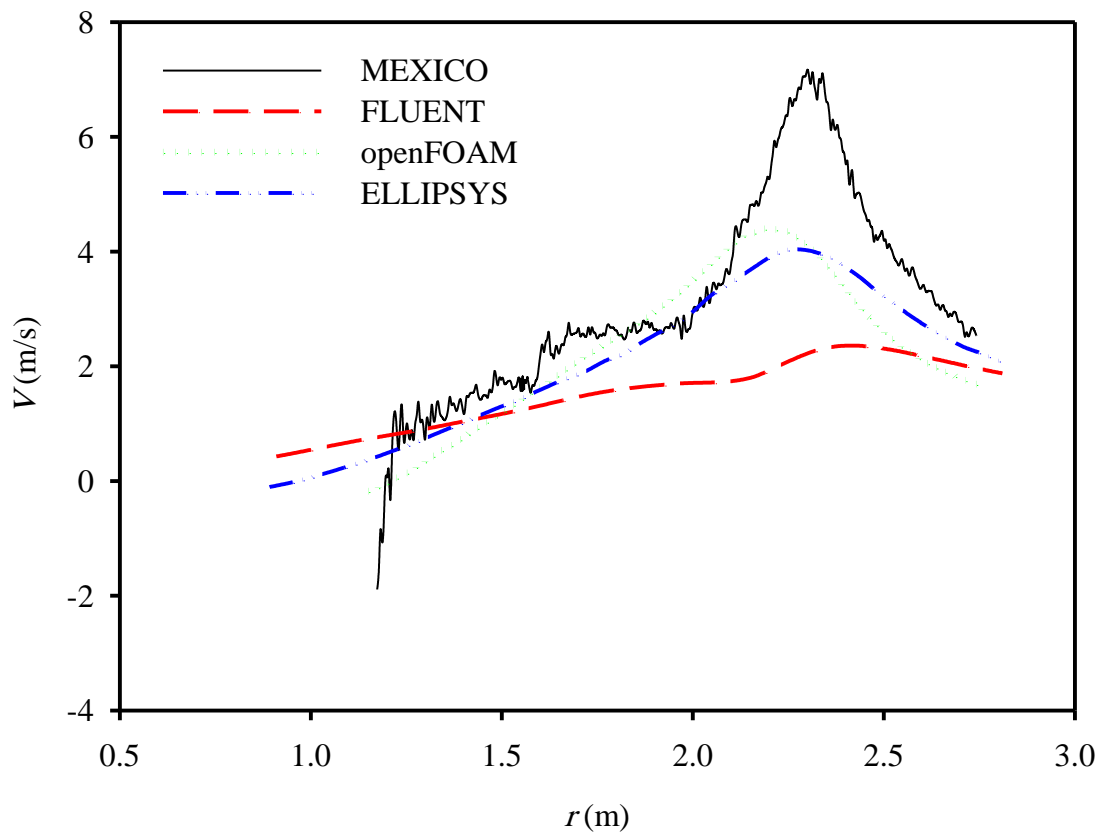
توزیع سرعت محوری در مقطع $r = 1.37697$ (m)



توزیع سرعت شعاعی در مقطع $r = 1.37697$ (m)



توزیع سرعت محوری در فاصله $x = 0.306514(m)$ پایین دست روتور



توزیع سرعت شعاعی در فاصله $x = 0.306514(m)$ پایین دست روتور

- [1] https://share.sandia.gov/news/resources/news_releases/swift/#.V5h3O2M1rEw
- [2] Jeromin A., Bentamy A. and Schaffarczyk A. P. (2014), "Actuator disk modeling of the Mexico rotor with OpenFOAM", **ITM Web of Conferences**, Vol. 2, 06001.
- [3] Manwell J. F., McGowan, J. G. and Rogers, A. L. (2002), "**Wind Energy Explained: Theory, Design and Application**", 2nd edition, John Wiley & Sons, pp. 91.
- [4] Glauert H. (1935), Airplane propellers, pp. 169-360, In: "**Aerodynamic theory**", Durand W. F., Springer press, Berlin.
- [5] Jin W., (2013), Master thesis, "Numerical Simulation of Wind Turbine Wakes based on Actuator Line Method in NEK5000", Mech. Depart, Royal Institute of Technology.
- [6] Yang H (2014), "Prediction of the wind turbine performance by using BEM with airfoil data extracted from CFD". **Renewable Energy**, Vol. 70, No. 1, pp. 107-115.
- [7] Plaza B., Bardera R. and Visiedo S. (2015), "Comparison of BEM and CFD results for MEXICO rotor aerodynamics". **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Vol. 145, No. 1, pp. 115-122.
- [۸] بهبهانی نژاد م، طبیبی پ، معتقد م، (۱۳۹۲)، "تحلیل آیرودینامیکی یک توربین بادی محور افقی ۶۶۶ کیلوواتی به روش المان مرزی"، اولین همایش ملی انرژی های نو و پاک، ص ۱۲، همدان
- [۹] خلفی ف، جمیل م، جوادی م، صبایی فرد پ، (۱۳۹۱)، "تحلیل و شبیه سازی عددی گردابه های بزرگ LES در توان خروجی توربین بادی محور افقی ۶۶۰ کیلوواتی"، دومین همایش ملی انرژی باد و خورشید، تهران
- [10] Hansen M. O. L. (2000), "**Aerodynamics of wind turbines**", 3rd edition, Routledge, New York.
- [11] Sørensen J. N. and Myken, A. (1992). "Unsteady actuator disc model for horizontal axis wind turbines". **J. of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Vol. 39, No. 1, pp. 139-149.

- [12] Svenning E. (2010). **“Implementation of an actuator disk in OpenFOAM”**, Chalmers University of Technology, Gothenburg, Sweden.
- [13] Mahmoodi E. and Schaffarczyk A. P. (2014), “Actuator disc modeling of the MEXICO rotor experiment”, **Wind Energy-Impact of Turbulence**, Vol. 2, pp. 29-34.
- [14] Mahmoodi E., Jafari A. and Keyhani A. (2015), “Wind Turbine Rotor Simulation via CFD Based Actuator Disc Technique Compared to Detailed Measurement”, **International Journal of Renewable Energy Development**, Vol. 4, No. 3, pp. 205-210.
- [15] Mahmoodi E., Jafari A. and Keyhani A. (2015), “Near Wake Modeling of a Wind Turbine Particle Image Velocimetry Experiment”. **Iranica Journal of Energy & Environment**, Vol. 6, No. 3, pp. 195-206.
- [16] Sofensen J. N. and Shen, W. Z. (2002), “Numerical modeling of wind turbine wakes”, **Journal of fluids engineering**, Vol. 124, No. 2, pp. 393-399.
- [17] Troldborg N., (2008), PhD. thesis, “Actuator line modeling of wind turbine wakes”, Department of Energy Engineering, Technical University of Denmark.
- [18] Keck R. E. (2012), “A numerical investigation of nacelle anemometry for a HAWT using actuator disc and line models in CFX”, **Renewable Energy**, Vol. 48, pp. 72-84.
- [19] Baez-Vidala A., Lehmkuhl O., Valdivieso D.M. and P´erez Segarraa C.D. (2013), “Parallel Large Eddy Simulations of Wind Farms with the Actuator Line Method”, **Procedia Engineering**, Vol. 61, pp. 227-232.
- [20] Hongmin Zhong a. b., Pingan Du a., Fangning Tang c. and Li Wang a. (2015), “Lagrangian dynamic large-eddy simulation of wind turbine near wakes combined with an actuator line method”. **Applied Energy**, Vol. 144, pp. 224–233.
- [21] Johnson B. M., (2015), PhD. thesis, “Computational Fluid Dynamics Modelling of Renewable Energy Turbine Wake Interactions”, Department of Physical Sciences and Computing, University of Central Lancashire.
- [22] Port´e-Agel F., Wu Y., Lu H. and Conzemius R. J (2011), “Large-eddy simulation of atmospheric boundary layer flow through wind turbines and wind farms”. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Vol. 99, No. 4, pp. 154–168.

[23] www.nrel.gov/publications

[24] Schluntz J. And Willden R. H. J. (2015), “An actuator line method with novel blade flow field coupling based on potential flow equivalence”, **Wind Energy**, Vol. 18, No. 8, pp. 1469–1485.

[25] Shives M. and Crawford C. (2013), “Mesh and load distribution requirements for actuator line CFD simulations”, **Wind Energy**, Vol. 16, pp. 1183–1196.

[26] <http://www.openfoam.com>

[27] Boorsma K. and Schepers J.G. (2009), “**Description of experimental setup MEXICO measurements, ECN-X-11-120**”, Energy research Centre of the Netherlands (ECN), Netherlands.

[28] Heidarinejad Gh. and Sedaghat T. (2010), “Simulation of turbulent flow using LES method with localized dynamic sub grid scale model”, **Modares Mechanical Engineering**, Vol. 10, No. 2, pp. 31-41, (In Persian).

[29] Snel H., Schepers J. G. and Montgomerie B. (2007), “The MEXICO project (Model experiments in controlled conditions): The database and first results of data processing and interpretation”, **Journal of Physics, Conference Series-The Science of Making Torque**, Vol. 75, No. 1.

[30] Schepers J. G., Boorsma K., Cho T. and Gomez-Iradi S. (2012), “**Final report of IEA Task 29, Mexnext (Phase 1): Analysis of MEXICO wind tunnel measurements, Technical Report ECN-E12-004**”, Energy research Centre of the Netherlands (ECN), Netherlands.

Abstract

Wind turbines are highly complex structures for numerical flow simulation. Today, developments and increasing use of wind energy in the world has created a demand for progressively more accurate and efficient models for wind applications. Wind turbine wakes have significant effects on decreasing the produced power and blades fatigue loads, thus, the study on wake turbulence has great importance in wind turbine simulations. Actuator line model (ALM) is one of the most accurate models for characterization of the flow field and the turbulent wakes created by the turbines. ALM does not require boundary layer resolution and is therefore significantly more efficient than the fully-resolved computations. ALM can accurately simulate the wakes of wind turbines operating in a flow field without any need to create the turbine CAD model and just by using turbine parameters. In this thesis, the ALM with a novel gaussian spreading width based on the blade's aspect ratio, local chord length and grid resolution, is implemented in openFOAM to be employed in combination with large eddy simulation (LES) as an effective numerical tool to carry out the study of the EU project "MEXICO" turbine. Results including wake study, blade forces and performance parameters, are validated against the experimental measurements and it is observed that the ALM results agreed fairly well so that the turbine's thrust had 9.9% difference while the torque and power showed difference by 10.3 and 1.1% respectively.

Keywords: Actuator-Line, Wake, Large Eddy Simulation, MEXICO rotor



Shahrood University of Technology

Faculty of Mechanical Engineering

MSc Thesis in Mechanical Engineering

**Modeling of Flow Field around the Rotor of a Horizontal Axis
Wind Turbine Using Elliptic Force Distribution in
Actuator-Line Theory with OpenFOAM**

By: Mohsen Boojadi

Supervisors:

Dr Ali Abbasnejad

Dr Sasan Sarmast

Advisor:

Dr Esmail Mahmoodi

September 2016