



## پیش‌بینی اثر فاصله افقی ایرفویل‌های دو تکه روی توزیع افت در مولد اعوجاج آرایه‌ای مبتنی بر رهیافت‌های میانگین زمانی رینولدز و شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده

مهرداد بزاززاده<sup>۱\*</sup>، مجید حسنی<sup>۲</sup> و مجتبی دهقان منشادی<sup>۳</sup>

<sup>۱</sup> دانشیار گروه تبدیل انرژی و پیش‌رانش، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین‌شهر، اصفهان، ایران

<sup>۲</sup> دانشجوی دکتری پیش‌رانش، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین‌شهر، اصفهان، ایران

<sup>۳</sup> استاد گروه تبدیل انرژی و پیش‌رانش، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین‌شهر، اصفهان، ایران

مقاله مستقل، تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۸/۰۴؛ تاریخ بازنگری: ۱۴۰۰/۰۱/۲۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۶/۱۸

### چکیده

توانمندی چینش افقی ایرفویل‌های دو تکه در بازتولید توزیع معین افت فشار کل در این تحقیق به‌روش عددی ارزیابی شده است. چینش آرایه‌ای ایرفویل‌ها به عنوان یک مکانیزم نوین مولد اعوجاج فشار کل در سامانه تست زمینی موتور پیشنهاد شده است. با توجه به فاصله معنادار نتایج شبیه‌سازی پایا با استفاده از مدل منتخب خانواده RANS نسبت به نتایج ثبت‌شده در تست‌های تجربی مرجع برای ایرفویل منفرد، حل ناپایا با گام زمانی متناسب با فرکانس ریزش گردابه‌های تشکیل‌شده انجام شد. برخلاف نتایج تجربی جریان حول ایرفویل نود درجه، چرخش نواحی افت بیشینه از حالت عمودی در ایستگاه‌های ابتدایی به افقی در ناحیه دنباله توسعه‌یافته به عنوان مشخصه‌ای متمایز از زوایای بازشدگی ۳۰ و ۶۰ درجه در نتایج شبیه‌سازی ناپایای مبتنی بر RANS مشاهده نگردید. با بکارگیری مدل هیبریدی DDES، اعمال الزامات آن در تولید شبکه محاسباتی و شبیه‌سازی دقیق اختلاط مغشوش، چرخش الگوی افت پایین‌دست ایرفویل ۹۰ با دقت بسیار خوبی پیش‌بینی شد. بررسی تکرارپذیری الگوی افت ترکیبی ناشی از چینش افقی ایرفویل‌ها در کنار هم به این نتیجه انجامید که لازم است تا با تغییر نسبت منظری ایرفویل ۹۰، چرخش الگوی افت آن که عامل مخرب پیش‌بینی‌پذیری الگوی ترکیبی افت می‌باشد اصلاح گردد.

**کلمات کلیدی:** ایرفویل دو تکه؛ مولد اعوجاج؛ شبیه‌سازی گردابه‌های جداشده.

## Prediction of Splitting Airfoils Horizontal Spacing Effects on Loss Distribution in an Array Distortion Generator Based on Comparison of RANS, URANS and DES

B. Mehrdad<sup>1</sup>, M. Hassani<sup>2</sup>, D. Manshdi Mojtaba<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Assoc. Prof., Mech. Eng., Malek-Ashtar Univ., Shahin-shahr, Esfahan, Iran.

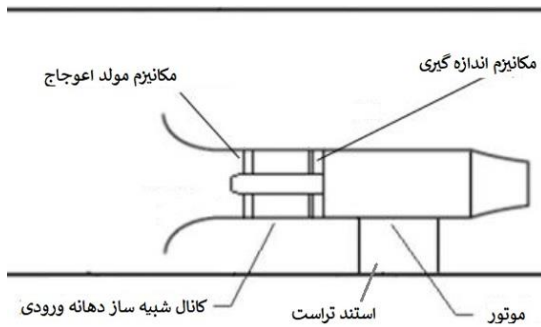
<sup>2</sup> Ph.D. Student, Mech. Eng., Malek-Ashtar Univ., Shahin-shahr, Esfahan, Iran.

<sup>3</sup> Prof., Mech. Eng., Malek-Ashtar Univ., Shahin-shahr, Esfahan, Iran.

### Abstract

The ability to reproduce a given distribution of total pressure loss by horizontal arrangement of splitting airfoils has been evaluated numerically in this research. This array arrangement is a proposal design for a new distortion generator mechanism. Due to significant differences between steady-state simulation based on RANS turbulence models and reference experimental test results, unsteady simulation was performed with vortex shedding frequency-proportional time step. The 90-degree airfoil reference test measurements show that maximum loss zones from primary downstream stations to fully developed wake region switch from vertical placement to horizontal; this distinctive feature was not seen in the unsteady RANS results. Detailed simulation of downstream turbulent mixing based on DDES hybrid model, predicts above switching well. The repeatability studies of single splitting airfoil loss pattern in airfoils horizontal arrangement combined pattern, led to necessity of 90-degree airfoil downstream flow structure correction that is a destructive factor of pattern predictability. This correction can be achieved by changing the airfoil aspect ratio.

**Keywords:** Splitting Airfoil; Distortion Generator; Detached Eddy Simulation.



شکل ۱- شماتیک سامانه تست زمینی موتور در قالب تکنیک اتصال - مستقیم<sup>۳</sup>

اعوجاج دهانه ورودی در غیاب خود دهانه استفاده می‌کند. روش‌های متفاوتی به‌منظور شبیه‌سازی عملی الگوهای اعوجاج پایا و اعوجاج متغیر با زمان در محیط تست تجربی مورد استفاده قرار گرفته‌اند.

از پرکاربردترین روش‌ها عبارتند از صفحات اعوجاج متشکل از شبکه‌های سیمی که الگوی افت فشار موردنظر را بر مبنای انسداد جریان تولید می‌کنند [۶] و روش دیگر تولید اعوجاج با جت هوا که بر اساس تغییر مومنتوم جریان عمل می‌کند [۷]. هر دو تکنیک تنها الگوهای اعوجاج پایا را شبیه‌سازی می‌کنند؛ این در حالی است که نتایج تست‌های تجربی موتور در طول سال‌ها بیانگر احتمال بالاتر بودن مقادیر اعوجاج متغیر با زمان و لذا بحرانی‌تر بودن آن است [۵]. نخستین بار در تحلیل تست‌های پروازی موتور تی‌اف ۳۰ نصب‌شده روی هواپیمای اف-۱۱۱ نتیجه‌گیری شد که در بسیاری از موارد سرج ثبت‌شده، سطح اعوجاج پایا از حد مجاز عبور نکرده است [۸]. این امر ضرورت پرداختن به مکانیزم‌های نوین با قابلیت تولید تاریخچه زمانی اعوجاج را بازگو می‌کند که طرح آرایه‌ای پیشنهادی این تحقیق در واقع یک مولد اعوجاج نوین است. طی سال‌ها مکانیزم‌های مختلفی برای شبیه‌سازی اعوجاج دینامیک پیشنهاد شدند. یونگهانس [۹] مولد فرکانس تصادفی را ارائه نمود که از کانالی با مقطع مربع و دیواره‌هایی با رمپ‌های کنترل‌ازراه‌دور برای ایجاد اغتشاشات فشاری در نتیجه اثر متقابل شوک و لایه مرزی استفاده می‌کرد؛ لازاریو و تیت [۱۰] مولد فرکانس مجزا را مطرح کردند که مجموعه‌ای از روتورها و استاتورها را

## ۱- مقدمه

سازگاری آیرودینامیکی سازه و سیستم پیش‌رانش یکی از تعیین‌کننده‌ترین ابعاد فرآیند طراحی و توسعه وسایل پرنده است؛ این نکته به‌طور خاص برای یک هواپیمای رزمی با مانورهایی معین حین پرواز اهمیت دوچندان پیدا می‌کند. چنین مانورهایی موتور را در معرض کیفیت نامطلوب جریان دهانه ورودی قرار می‌دهد [۱]. سطح سازگاری دهانه ورودی با موتور از طریق شناسایی کیفیت جریان تحویلی توسط دهانه به موتور مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. اصلی‌ترین شاخصه کیفیت، غیریکنواختی در خواص مختلف جریان تحت عنوان اعوجاج<sup>۱</sup> می‌باشد. حین پرواز مانوری با زوایای حمله و سرش جانی بالا، موتور با سطوح مختلفی از اعوجاج پایا و ناپایا مواجه می‌شود [۲]. رایج‌ترین شیوه توصیف ویژگی‌های اعوجاجی دهانه ورودی در قالب روابط و پارامترهای توصیف-گر اعوجاج فشار کل می‌باشد [۳]. جریان اعوجاجی در صفحه رابط آیرودینامیکی<sup>۲</sup> موجب تنزل سطح مطلوبیت پارامترهای عملکردی، پایداری کارکرد و در بدترین حالت، عمر قطعات موتور می‌گردد. هدف اصلی در آنالیز سازگاری دهانه - موتور، شناسایی مختصات اعوجاجی جریان دهانه و ارزیابی اثرات آن روی موتور است [۴]. این آنالیزها دربرگیرنده بازه وسیعی از مراتب فنی و تکنیکی است که با به‌کارگیری تنوعی از منابع تست تجربی و میدانی به موازات ابزارهای تحلیلی - محاسباتی، محیط تست و ارزیابی را تشکیل می‌دهند [۵]. این مراتب تکنیکی در سه گام زیر قابل پیاده‌سازی هستند: الف. شناسایی الگوی اعوجاج دهانه ب. تولید اعوجاج در سامانه تست زمینی در غیاب دهانه ج. ارزیابی اعوجاج قابل تحمل موتور.

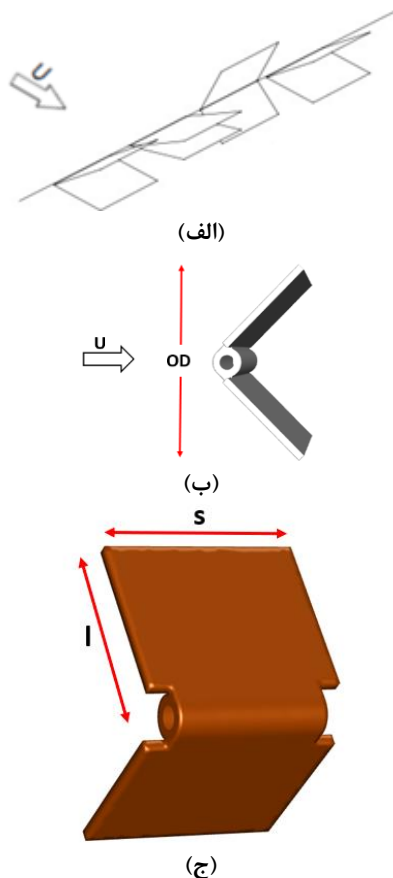
### ۱-۱- مکانیزم مولد اعوجاج

تکنیک تست تجربی اتصال-مستقیم پرکاربردترین تکنیک تست و ارزیابی موتور می‌باشد. دلیل این امر کفایت گزینه‌های دراختیار در تست و همچنین هزینه‌های به مراتب پایین‌تر نسبت به تست پروازی و یا تونل باد پیش‌رانشی بسیار بزرگ است [۱]. در این تکنیک، شبیه‌ساز دهانه ورودی از مکانیزم مولد اعوجاج برای بازتولید الگوی شناسایی شده

<sup>۱</sup> Distortion

<sup>۲</sup> Aip; Aerodynamic Interface Plane

<sup>۳</sup> Direct-Connect Test Technique



شکل ۲- الف) آرایه، ب) قطر عمود بر جریان "OD" و ج) ابعاد ایرفویل دو تکه

## ۲- شرح مساله

شناسایی مناسب‌ترین مدل توربولانسی در پیش‌بینی توزیع افت گوه منفرد با اولویت کم‌هزینه‌ترین مدل‌ها آغاز گردید. با تولید شبکه محاسباتی مبتنی بر الزامات مدل توربولانسی و انتخاب گام زمانی متناسب با مقیاس زمانی پدیده غالب جریان برای حل گر ناپایا، میزان خطای مقدار و الگوی افت در مقایسه با نتایج تجربی مرجع [۱۳]، معیار تصمیم‌گیری درخصوص ضرورت بهره‌گیری از سطح دقت بالاتر در گزینه‌های در دسترس در روند شبیه‌سازی بوده است. پس از اطمینان از کفایت دقت شبیه‌سازی‌ها روی جزء تشکیل‌دهنده آرایه و تعیین‌کننده فیزیک جریان، اثرات حضور گوه دوم هم‌محور با گوه اصلی روی شکل‌گیری دنباله ترکیبی و در ادامه، نتایج ازدیاد فاصله بین گوه‌ها روی توزیع افت در ایستگاه‌های پایین‌دست بررسی شد.

برای ایجاد تپش تناوبی به‌منظور تولید اغتشاشات فشار کل به کار می‌گیرد در طرح کاتشنرتر [۱۱] مولد امواج صفحه‌ای اغتشاشات سینوسی فشار را با استفاده از مجموعه‌ای از روتورهای سوراخ‌دار هم‌مرکز ایجاد می‌کند. هیچ یک از روش‌های فوق در تست‌های استاندارد عملی به اندازه کافی موفق نبودند. تحقیقات دی‌پیترو [۱۲] در همکاری مشترک مرکز توسعه مهندسی آرنولد و ویرجینیاتک به این نتیجه انجامید که از لیستی ۱۵ تایی، ۲ مکانیزم برتر جت هوا و ایرفویل دو تکه<sup>۴</sup> با هندسه‌ای شبیه گوه متشکل از دو صفحه تخت لولا شده به هم هستند. در نهایت با در نظر گرفتن چالش‌های مختلف، ایرفویل دو تکه به عنوان طرح مفهومی نهایی انتخاب شد [۱۳]. نخستین مطالعات تجربی روی ایرفویل دو تکه توسط جومل [۱۴] و با این نتیجه بود که ابعاد و شدت افت با زاویه بازشدگی نسبت مستقیم دارد. ادی جی. آر [۱۳] در تست‌هایی بر مبنای نتایج جومل و با همان شرایط مرزی و ابعاد هندسی، ایرفویل‌ها را بر مبنای نسبت منظری (AR)<sup>۵</sup> به دو خانواده تقسیم و تمایز رفتار جریان پایین‌دست‌شان را ثبت نمود. این پارامتر نسبت فاصله OD به عرض s ایرفویل دو تکه تعریف می‌شود (شکل ۲). نتایج وی نشان داد که در خانواده  $AR > 1$ ، از ایستگاه مشخصی به بعد الگوی دنباله از فرم عمودی (نواحی حداکثر افت بالا و پایین هم) به حالت افقی (نواحی حداکثر افت در عرض یکدیگر) سوییچ می‌کند.

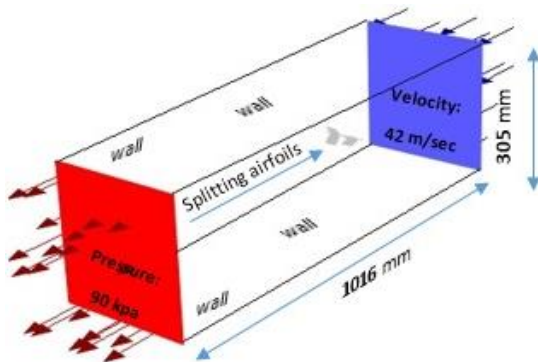
در تحقیق حاضر چینی‌سازی از ایرفویل‌های دو تکه مطابق شکل ۲- الف طرح پیشنهادی مکانیزم آرایه‌ای مولد اعوجاج می‌باشد که توانمندی بالقوه تولید اعوجاج متغیر با زمان را داراست. ارزیابی این کارکرد در قالب شبیه‌سازی، نقطه تمایز و تمرکز این پژوهش است. با برآورد دقت شبیه‌سازی‌ها در دستیابی به توزیع افت اندازه‌گیری‌شده در تست‌های تجربی مرجع اصلی به‌ازای زوایا و فواصل مختلف پایین‌دست ایرفویل منفرد، مناسب‌ترین مدل توربولانسی شناسایی شده و سپس اثر فاصله گوه‌ها در چینی‌سازی چندتایی، قابلیت تکرار و تعمیم نتایج افت منفرد به ترکیبی مطالعه می‌گردد. لازم به ذکر است که در برخی جملات این مقاله، لغت "گوه" به-جای "ایرفویل دو تکه" بکار رفته است.

<sup>۴</sup> Splitting airfoil

<sup>۵</sup> Aspect ratio



شکل ۳- روندنمای حل عددی میدان جریان حول آرایه گوه‌ها



شکل ۴- طرحواره میدان حل با ذکر مقادیر شرایط مرزی اصلی

سمت افقی شدن می‌رود. در ایزولاین‌های  $cp$  محصول شبیه‌سازی نشانه‌ای از چرخش فرم دنباله وجود ندارد. تفاوت فاحش الگوها در ایستگاه ۷ در شکل به‌وضوح قابل مشاهده است. نتایج شکل‌های ۵ و ۶ موبد عدم کفایت دقت در روند حل می‌باشد لذا بر منابع کاهش دقت در حل پایای معادلات RANS تمرکز شد. بنابر تقسیم‌بندی ارائه‌شده در مرجع [۱۸] ساختار جریان پایین‌دست هندسه مورد مطالعه در این تحقیق در خانواده مقاطع با گوشه‌های تیز و انحنای بزرگ مثل استوانه با مقطع مربع یا مثلث قرار می‌گیرد که نقطه جدایش روی آنها ثابت است و اثرات رینولدز آنچنان حایز

در شکل ۳ گام‌های اجرا شده برای حل عددی در قالب یک روندنمای کلی ارائه شده است. پارامتر کلیدی مدنظر در شبیه‌سازی‌ها، ضریب افت فشار کل " $cp$ " با تعریف زیر است:

$$cp = \frac{P_{tmax} - P_t}{P_{tmax}} \times 100 \quad (1)$$

$P_{tmax}$  حداکثر فشار کل بالادست مکانیزم و  $P_t$  فشار کل نقطه‌ای پایین‌دست می‌باشد. با هدف مقایسه واضح‌تر نتایج شبیه‌سازی با نتایج تجربی مرجع اصلی که بواسطه کثرت با عبارت تست‌های ادی جی. آر هم آمده، علاوه بر ابعاد مشابه گوه ( $s=28/57$  و  $l=25/4$  میلی‌متر) در همان ایستگاه‌های هفتگانه با فواصل  $50/8$  میلی‌متری که داده‌های تجربی موجود می‌باشد (ایستگاه ۱ در  $25/4$  تا ایستگاه ۷ در  $330/2$  میلی‌متری از محور) توزیع افت مقایسه شده است [۱۳]. در شکل ۴ ترکیب کلی محدوده محاسباتی با ذکر مقادیر اصلی شرایط مرزی آمده است.

## ۲-۱- تولید و اصلاح شبکه مبتنی بر ساختار جریان

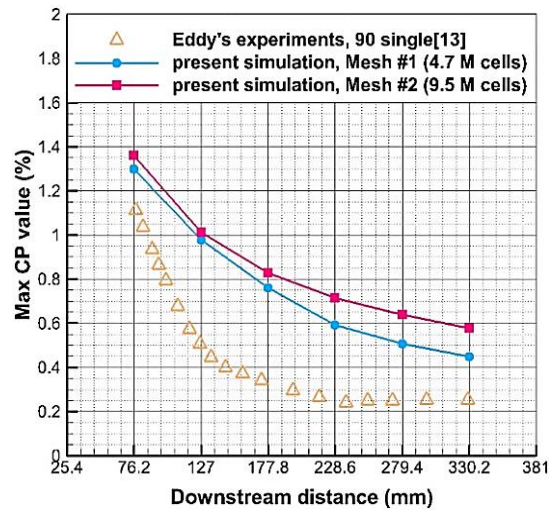
در ناحیه پایین‌دست ایرفویل دو تکه که جریان تحت تأثیر دیواره قرار ندارد، لایه‌های آزاد برشی جدا شده که دربرگیرنده حباب جدایش و ناحیه بازگردش هستند، شکل‌دهنده ساختار جریان‌اند [۱۵ و ۱۶]. با مرور تحقیقات مشابه و همچنین توصیه مرجع [۱۷]، سازگارترین مدل توربولانسی با ساختار جریان مبتنی بر RANS (معادلات متوسط‌گیری شده رینولدز)،  $k\omega$  می‌باشد. نتایج حل پایا با بکارگیری مدل SST برای توزیع  $cp$  برای دو شبکه محاسباتی و مقایسه با نتایج تجربی در شکل ۵ آمده است که تفاوت معناداری در مقدار و روند تغییرات در ایستگاه‌ها مشاهده می‌شود. در شبکه دوم با تسری تراکم سلول‌ها روی دیواره تحت الزام  $y^+$  به ناحیه پایین‌دست، رویکرد استقلال حل از شبکه پیاده شده است. بر اساس نتایج می‌توان اثر تغییرات دانسیته و توپولوژی شبکه محاسباتی روی نتایج ضریب افت را اندک و منحنی  $cp$  را دور از نتایج تجربی تحلیل نمود. مطابق شکل ۶ مشاهده می‌شود که در نتایج تجربی تا ایستگاه ۵ دنباله فرم عمودی دارد؛ به طور مشخص از ایستگاه ۵ به بعد این الگو به

<sup>6</sup> Reynolds-Averaged Navier-Stokes

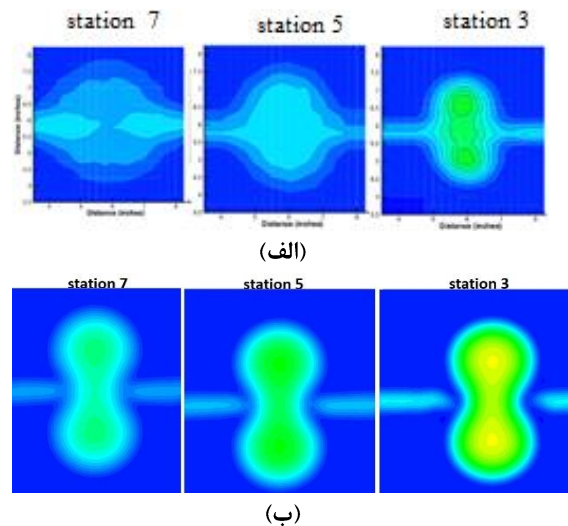
هندسه با نقطه جدایش ثابت و مقدار  $1 \times 10^5$  برای  $Re_{OD}$  (عدد رینولدز مبتنی بر قطر عمود بر جریان) انتخاب اشتروال  $0.2$  منطقی و مناسب به نظر می‌رسد. دوره تناوب نوسانات ریزش گردابه بر مبنای رابطه (۲) برای سرعت جریان آزاد  $42$  متربرثانیه (مطابق تست تجربی مرجع [۱۳]) برابر  $4/28 \times 10^{-3}$  محاسبه می‌شود. با تقسیم‌بندی هر دوره تناوب به  $30$  گام، اندازه گام زمانی برابر  $1/428 \times 10^{-4}$  ثانیه بدست خواهد آمد. برآورد عدد کورانت انتقالی سلول‌ها به عنوان یکی از معیارهای مطلوبیت گام زمانی انتخاب شده، بازه مجاز زیر  $40$  را نشان می‌دهد [۱۷]. نتایج حل ناپایا با گام زمانی محاسبه‌شده حاکی از آن است که الگوی متوسط زمانی CP در ایستگاه‌ها، تفاوت چندانی با الگوی پایا نداشته و در پیش‌بینی سوئیچ کردن فرم عمودی به افقی از ایستگاه  $5$  به بعد توفیقی ندارد. آغاز نمونه-گیری مقادیر لحظه‌ای افت فشار کل به‌منظور متوسط‌گیری، پس از امهال به روند حل حداقل به میزان  $5\tau$  و با حداقل طول بازه نمونه‌گیری  $5\tau$  بوده است.

### ۲-۲- مدل توربولانسی هیبریدی

مدل‌های RANS قدرتشان را در خصوص جریان‌های متأثر از دیوار نشان داده‌اند و برای جریان‌های با لایه برشی آزاد خیلی یکنواخت عمل نمی‌کنند [۲۳]. با هدف دستیابی به اطلاعاتی از جریان مضاف بر آنچه شبیه‌سازی RANS در اختیار قرار می‌دهد، مدل DDES<sup>۷</sup> (شبیه‌سازی گردابه‌های جدا شده متأخر) انتخاب شد که به‌منظور محافظت لایه مرزی از مود LES<sup>۸</sup> (شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ) توسعه داده شده است. مدل LES بهترین جواب‌ها را در حل لایه‌مرزی آشفته ارائه می‌دهد در عین حال که هزینه‌های محاسباتی سنگینی را تحمیل می‌کند [۲۴]. در مدل DDES، لایه مرزی متصل در مود RANS مدل شده، سپس سوئیچ به LES برای لایه‌های برشی جداشده اتفاق می‌افتد که تطابق بسیار خوبی با فیزیک مساله و محدوده تمرکز پژوهش حاضر دارد [۱۷]. به‌منظور اعمال الزامات مدل توربولانسی منتخب در تولید شبکه، قاعده مقیاس  $\frac{5}{3}$  کولموگروف بررسی شده است. مطابق شکل ۷ با نمونه‌برداری از مقادیر سرعت اغتشاشی در جهت جریان



شکل ۵- مطالعه توپولوژی و دانسیته شبکه



شکل ۶- الگوی دنباله در ۳ ایستگاه پایین دست گوه ۹۰:

الف) نتایج تجربی [۱۳] و ب) شبیه‌سازی پایا با مدل sst

اهمیت نیست. عملکرد گردابه تشکیل‌شده تحت اثر اختلاف سرعت لایه‌های برشی به‌عنوان مشخصه اساسی جریان وابسته است به ابعاد و فرکانس ریزش آن که با استفاده از عدد اشتروال معین می‌گردد [۱۹ و ۲۰].

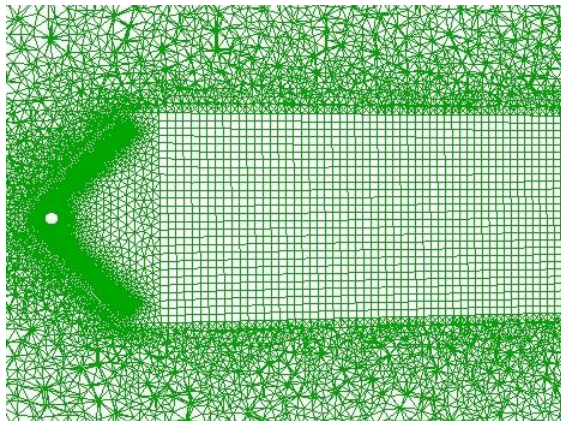
$$St = f \times D / U \quad (2)$$

$f$  فرکانس ریزش گردابه،  $D$  قطر جسم و  $U$  سرعت سیال است. بر مبنای نتایج پژوهش‌های روشکو و کنتول [۲۱] و [۲۲] در حوزه ارتباط اشتروال و رینولدز، در خصوص

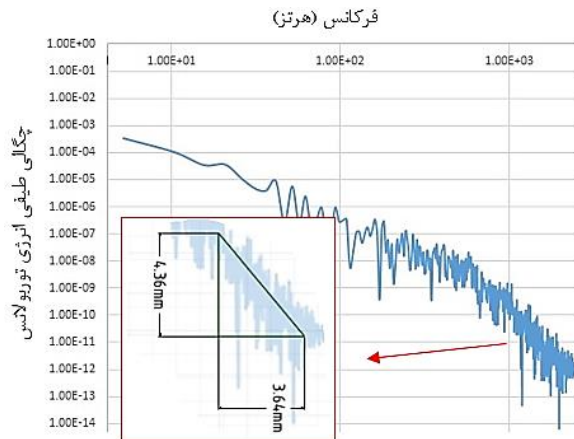
<sup>7</sup> Delayed-Detached-Eddy-Simulation

<sup>8</sup> Larg-Eddy-Simulation





(ب)



(الف)

شکل ۷- الف) تطابق شیب منحنی طیف کولموگوروف [۲۵] با شیب چگالی طیفی انرژی توربولانس در شبیه‌سازی حاضر حاصل از تبدیل فوریه سرعت اغتشاشی پایین‌دست در جهت X و ب) نمایی از شبکه محاسباتی نهایی

سازی شکستن ادی‌های بزرگ و لذا پیش‌بینی دقیق و با جزئیات اختلاط مغشوش پشت هندسه می‌باشد [۱۷]. در شکل ۹ مقایسه تغییرات حداکثر cp در ایستگاه‌های مختلف ارائه شده است. نتایج برای ایرفویل ۳۰ بازگوکننده رفتاری یکنواخت طی ایستگاه‌هاست؛ به بیان دقیق‌تر طی عبور از ایستگاه‌ها، شکل‌گیری گردابه‌ها و پس از آن بازیابی سرعت با عامل موثر جدیدی مواجه نمی‌شود. منحنی‌های cp برای این ایرفویل نشان‌دهنده انطباق نتایج عددی و تجربی است. در ایرفویل ۶۰ هم در مجموع، نتایج شبیه‌سازی‌ها تطابق بالایی با اندازه‌گیری‌ها دارد. برای ایرفویل ۹۰ رفتار جریان تا حدی پیچیده‌تر و دقت شبیه‌سازی در پیش‌بینی مقادیر cp نسبت به دو ایرفویل دیگر قدری کمتر بوده ولی همچنان با درصد خطای تک رقمی مناسب است. علت این پیچیدگی رفتار، بیشتر بودن تعداد پارامترهای موثر می‌باشد. بر اساس شکل‌های ۹ و ۱۰، مشخصه ساختاری جریان پایین‌دست ایرفویل ۹۰ منفرد، غلبه اثرات سه‌بعدی است؛ به این مفهوم که جریان علاوه بر نقاط جدایش بالا و پایین، مجال حرکت عرضی و فرار از لبه‌های کناری را هم دارد؛ به بیانی فرآیند بازیابی سرعت و همگام‌شدن دنباله با جریان آزاد به شکلی متمایز از ایرفویل‌های ۳۰ و ۶۰ به صورت کاملاً سه‌بعدی (هم از نقاط جدایش بالا و پایین و هم از لبه‌های کناری) اتفاق می‌افتد. اثر این پدیده، آهنگ بالاتر بازیابی سرعت و نرخ شدیدتر کاهش cp از ایستگاه ۲ تا ۵ نسبت به ایرفویل‌های ۳۰

اصلی و سپس اعمال تبدیل فوریه روی تاریخچه زمانی مقادیر، تطابق شیب منحنی انرژی توربولانس (E) برحسب عدد موج (k) با مقدار  $\frac{5}{3}$ - بررسی و با مقدار  $1/69$ - صحت آن تایید شد [۲۵ و ۲۶].

### ۳-۲- روش‌های عددی

در حل معادلات بقای جرم و مومنتوم از حل‌گر فشار-مینا<sup>۹</sup> با دقت مضاعف<sup>۱۰</sup> و فرمولاسیون سیمپل<sup>۱۱</sup> برای کوپلینگ فشار-سرعت و فرمولاسیون زمانی مرتبه ۲ کران‌دار استفاده شده؛ گسسته‌سازی معادله مومنتوم بر مبنای روش تفاضل مرکزی کران‌دار صورت گرفته و ثابت‌های مدل توربولانسی هم به‌صورت پیش‌فرض فلوننت حفظ شده است [۱۷].

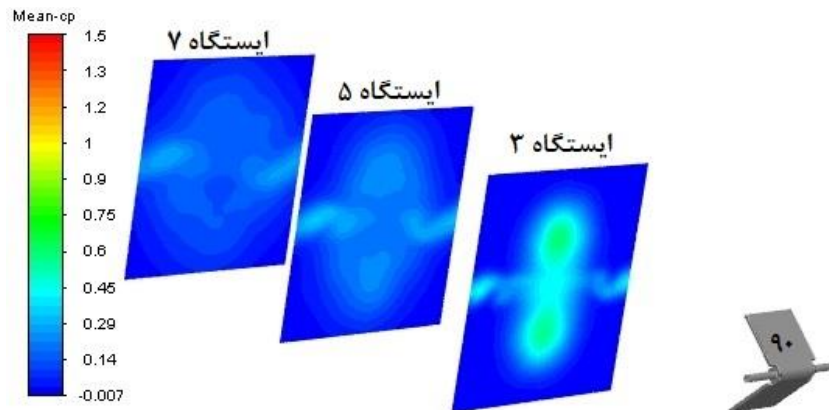
### ۳- راستی‌آزمایی نتایج

در این بخش نتایج شبیه‌سازی روی گوه منفرد در کنار نتایج تجربی ارائه شده است تا علاوه بر اعتبارسنجی حل، مبنایی جهت قضاوت در خصوص تکرارپذیری مشخصات از منفرد به چندتایی ارائه گردد. در شکل ۸ می‌توان واضح‌ترین اثر ملاحظات اعمال‌شده را روی تحقق چرخش نواحی cp بیشینه از ایستگاه ۵ مشاهده نمود که محصول میسر شدن شبیه-

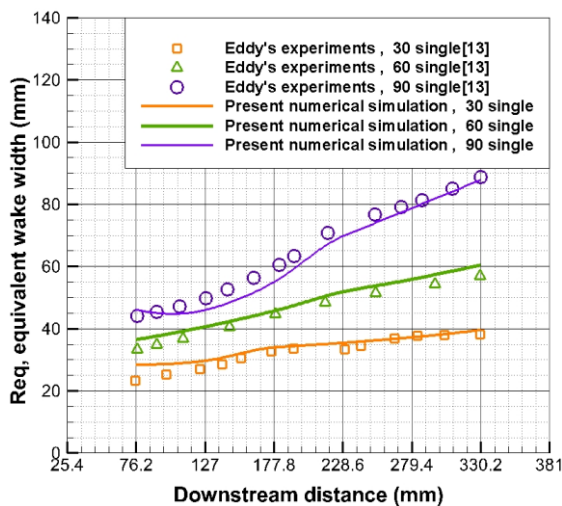
<sup>9</sup> Pressure-Based

<sup>10</sup> Double Precision

<sup>11</sup> Simple



شکل ۸- الگوی دنباله در ۳ ایستگاه پایین دست گوه ۹۰ در شبیه سازی حاضر با استفاده از مدل DDES

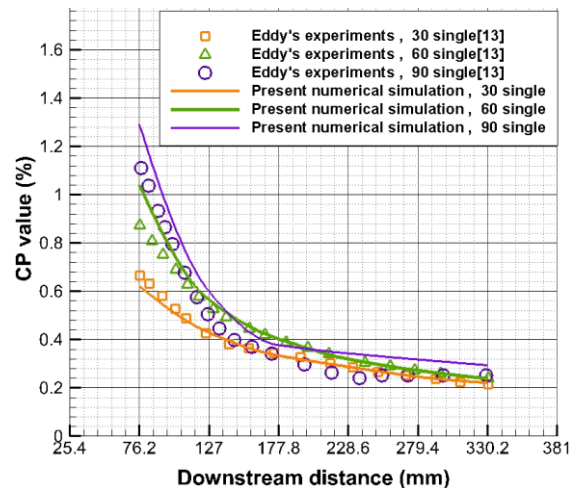


شکل ۱۰- مقایسه مقادیر اندازه گیری شده عرض معادل دنباله در ایستگاه های مختلف با نتایج شبیه سازی ( $Req = \sqrt{a * b}$ )

بیشینه با مقدار cp معادل نصف cp بیشینه، نیم عرض نامیده می شود. مطابق طرحواره گوشه بالایی شکل ۱۰، a و b به ترتیب نیم عرض های افقی و عمودی دنباله در ایستگاه مورد نظر هستند. تطابق بسیار خوب نتایج شبیه سازی ها با نتایج تجربی در نمایش رفتار ایرفویل های ۳۰، ۶۰ و ۹۰ از منظر روند تغییرات Req در شکل ۱۰ قابل مشاهده است.

$$Req = \sqrt{a * b} \quad (3)$$

با افزایش زاویه گوه و لذا AR، غلبه اثرات جدایش کناری خود را به صورت تغییر نرخ افزایش Req ایرفویل ۹۰ در ایستگاه ۵ (۲۲۸/۶ میلی متری) به سمت پایین دست نشان می دهد که مقدار آن چند برابر ایرفویل ۳۰ می باشد.

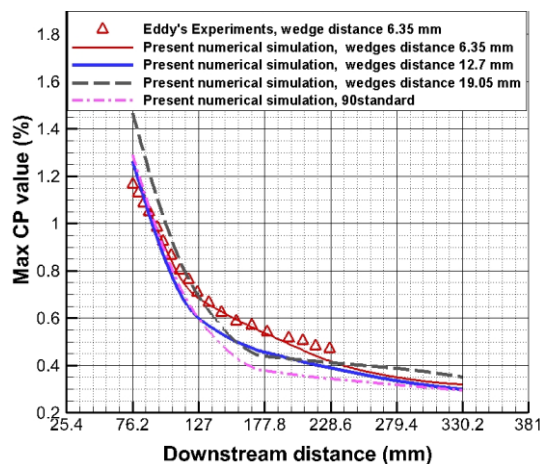


شکل ۹- مقادیر حداکثر cp در ایستگاه های مختلف برای سه گوه منفرد

و ۶۰ است. به عبارتی شیب منحنی cp متأثر شده و تقریبی متمایز از خانواده  $AR < 1$  نشان می دهد. باید توجه داشت که سطح بازیابی سرعت در فرآیند توسعه یافتگی دنباله با میزان نفوذ سیال از جریان آزاد به محدوده دنباله ارتباط مستقیم دارد [۲۷]. با افزوده شدن جدایش از کناره ها میزان نفوذ سیال به ناحیه دنباله تشدید می گردد که نتیجه آن تسریع توسعه یافتگی نسبت به ایرفویل های خانواده  $AR < 1$  می باشد. بر مبنای روش میوتر در مطالعه جت های بیضوی، با هدف کمی سازی مقایسه الگوی دنباله ها از مفاهیم نیم عرض و عرض معادل دنباله با رابطه (۳) استفاده شده است [۲۸]. فاصله دو نقطه از دنباله روی خط (افقی یا عمودی) گذرنده از ناحیه افت

#### ۴- بررسی اثر فاصله افقی

بیشتر اثر فاصله ایرفویل‌ها روی رفتار جریان، ایزولاین‌های ریشه میانگین مربعات مولفه  $x$  سرعت اغتشاشی نسبت به سرعت جریان آزاد " $u_{rms}^*$ " و محل شکل‌گیری مقدار بیشینه آن که بیانگر موقعیت درخودپیچش لایه‌های برشی است مطالعه شده است. طول مشخصه شکل‌گیری ورتکس  $L_f$  که برابر فاصله محور هندسه تا موقعیت  $u_{rms}^*$  بیشینه در پایین‌دست است با افزایش فاصله بین ایرفویل‌ها افزایش یافته است [۲۹ و ۳۰]؛ این امر خود تایید دیگری است بر ارتباط مستقیم تعویق توسعه‌یافتگی دنباله‌ی ترکیبی با فاصله بین ایرفویل‌ها. مطابق شکل ۱۲-د از مقایسه فرم دنباله ترکیبی برای سه فاصله ۶/۳۵، ۱۲/۷ و ۱۹/۰۵ میلی‌متری می‌توان این‌طور نتیجه‌گیری نمود که با افزایش فاصله بین ایرفویل‌ها، از ارتفاع عمودی دنباله کاسته و به کشیدگی افقی آن افزوده می‌شود به نحوی که دنباله ترکیبی در ایستگاه شماره ۷ بیشترین کشیدگی افقی را نسبت به دو فاصله دیگر داراست. علاوه بر این با افزایش فاصله و تحت تأثیر تعویق توسعه‌یافتگی بر وسعت ناحیه افت بیشینه ( $cp=0.29$ ) در ایستگاه پایانی افزوده شده است. همچنین در این شکل مشاهده می‌شود که  $cp$  حداکثر در ایستگاه ۷ به سمت ایرفویل ۳۰ متمایل شده است؛ این مورد در ایزولاین‌های  $cp$  شکل ۱۲ هم به وضوح مشخص است. عامل این امر نفوذ بیشتر سیال از جریان آزاد به ناحیه دنباله از سمت آزاد ایرفویل ۹۰ (که ۳۰ حضور ندارد) و پیامد آن وقوع بازیابی سرعت با شتاب بیشتر و در حجمی وسیع‌تر می‌باشد.

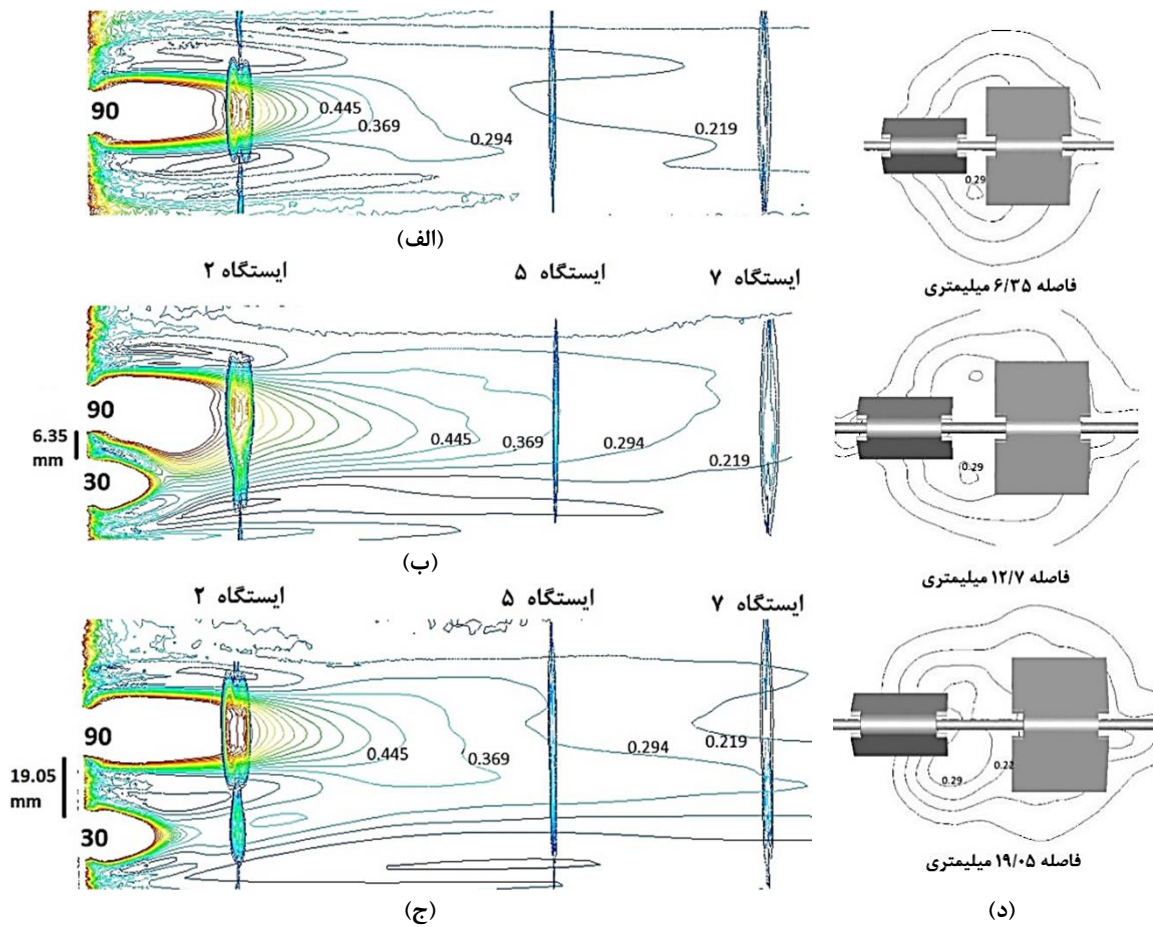


شکل ۱۱- مقادیر حداکثر  $cp$  برای گوه‌های هم‌راستای افقی ۹۰ - ۳۰ به ازای سه فاصله مختلف بینابین در کنار نتایج

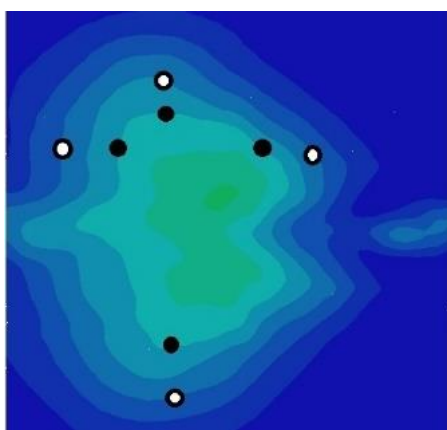
تجربی Eddy [۱۳]

در این بخش اثر فاصله افقی ۶/۳۵ میلی‌متری (منطبق بر تست‌های Eddy) بین ایرفویل‌های ۳۰ و ۹۰ هم‌محور به عنوان ترکیب دوتایی نمونه، در دو گام افزایشی ۱۰۰ درصدی روی میزان افت و ساختار جریان از نقطه‌نظر ابعاد و الگوی دنباله تشکیل شده بررسی شده است. در شکل ۱۱ همخوانی بسیار مناسب نتایج شبیه‌سازی روی شبکه محاسباتی با ویژگی‌های توصیف‌شده و با تعداد سلولی بیش از ۶/۹ میلیون با مقادیر تجربی به‌ازای فاصله ۶/۳۵ میلی‌متری مشهود است. از مقایسه منحنی‌های  $cp$  و  $Req$  مربوط به ترکیب دوتایی ایرفویل‌های ۳۰ و ۹۰ با ایرفویل ۹۰ منفرد (شکل ۱۱ و ۱۳) مشاهده می‌شود که قرارگرفتن ایرفویل ۳۰ در کنار ۹۰ سبب بروز ضعیف‌تر مشخصه‌های خانواده ایرفویل‌ها با  $AR>1$  می‌شود. به بیان دقیق‌تر مطابق شکل ۱۲، حذف جدایش کناری ایرفویل ۹۰ از سمتی که ۳۰ حضور دارد با کاستن از میزان نفوذ سیال از جریان آزاد به ناحیه دنباله نسبت به ۹۰ منفرد، موجب ماندگاری افت تا ایستگاه‌های پایین‌تر و تعویق نسبی بازیابی سرعت و توسعه‌یافتگی دنباله می‌شود. عامل تعیین‌کننده دیگر روی الگوی جریان، آهنگ بازیابی سرعت و روند توسعه‌یافتگی خصوصاً در ایستگاه‌های ابتدایی، ابعاد ناحیه بازگردش است. برای مشخص نمودن این ناحیه می‌توان ایزولاین‌های میانگین زمانی مولفه  $x$  سرعت نسبت به سرعت جریان آزاد " $U^*$ " را رسم نمود [۱۸]. ناحیه بازگردش در فاصله ۶/۳۵ میلی‌متری شامل دو ناحیه متصل به هم با فرمی پخ‌تر تا پیش از ایستگاه ۲ و موقعیت ملاقات لایه‌های برشی بالا و پایین ادامه دارد و پس از آن فرآیند بازیابی سرعت به‌طور جدی آغاز و پس از ایستگاه ۴ با غلبه جدایش کناری تسریع می‌شود؛ حال آنکه در فاصله ۱۹/۰۵ میلی‌متری نواحی بازگردش ایرفویل‌های ۳۰ و ۹۰ کاملاً مجزا از هم و شبیه حالت منفرد فرم کشیده‌تری دارند که تا پس از ایستگاه دو ادامه داشته و بهم نمی‌رسند. شکل‌گیری جریان با مومنوم بالا و دامنه قابل‌توجه بین دو ایرفویل، عاملی اثرگذار در این خصوص بوده و مشابه یک جریان دمشی و هدایت‌گر عمل می‌کند. (برعکس جریان بینابینی در فاصله ۶/۳۵ میلی‌متری که بسیار محدود و کم‌اثر است). میزان تعویق توسعه‌یافتگی دنباله‌ی ترکیبی با مقدار فاصله بین ایرفویل‌ها رابطه مستقیم دارد. مقایسه مقادیر  $U^*$  در ایستگاه شماره ۷ ( $U_{6.35}^* = 0.99$  و  $U_{19.05}^* = 0.9$ ) موید این مدعاست. در تشریح

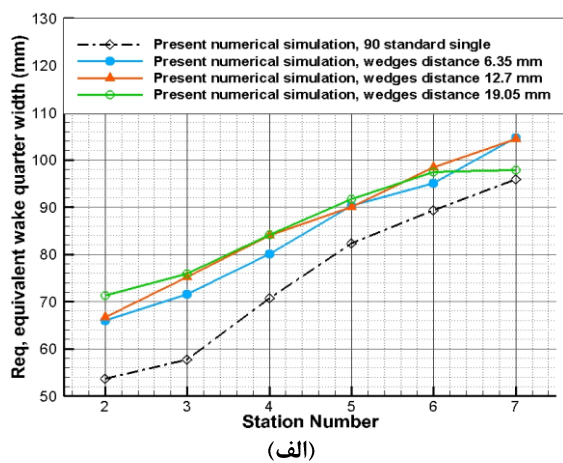




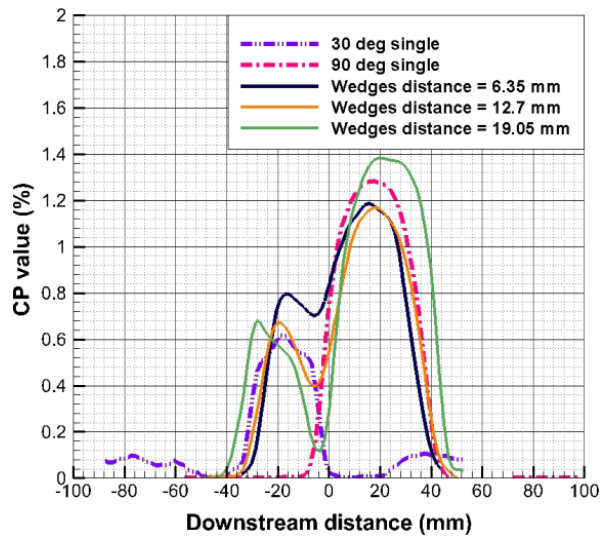
شکل ۱۲- ساختار جریان پایین دست ایرفویل / ایرفویل‌های دو تکه در قالب ایزولاین‌های میانگین زمانی  $c_p$  برای الف) ۹۰ منفرد، ب) ۹۰ - ۳۰ همراستای افقی با فاصله ۶/۳۵ mm، ج) ۹۰ - ۳۰ با فاصله ۱۹/۰۵ mm و د) اثر فاصله روی الگوی ایزولاین‌های  $c_p$  برای چینش ۳۰ - ۹۰ در ایستگاه ۲



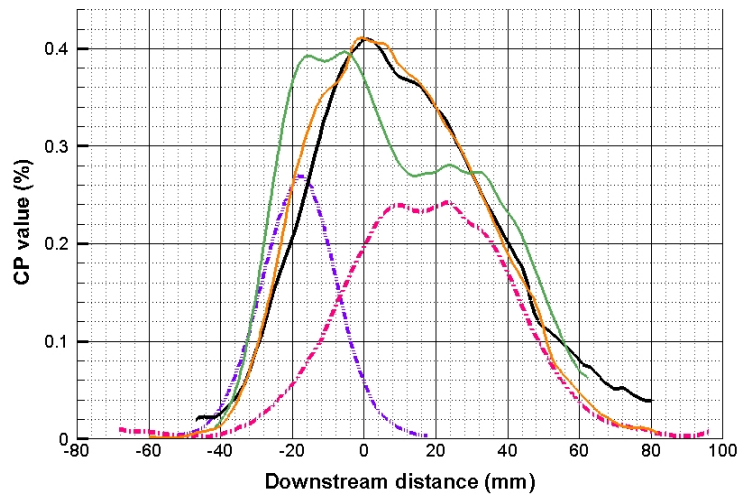
(ب)



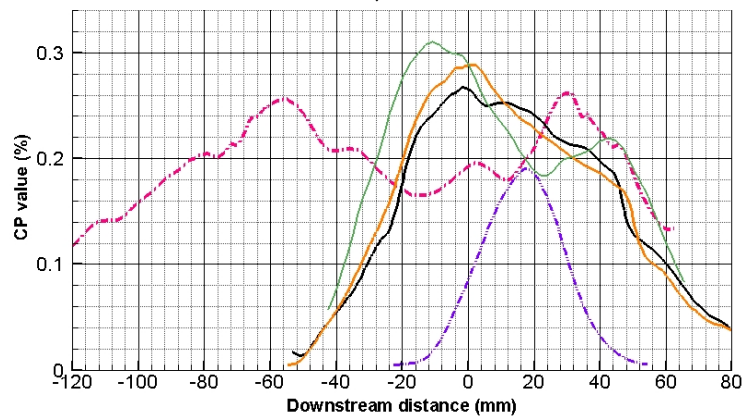
شکل ۱۳- الف) تغییرات عرض معادل دنباله در ایستگاه‌های مختلف مبتنی بر ربع عرض و ب) نقاط بکاررفته در محاسبه Req مبتنی بر نیم‌عرض "o" و ربع عرض "o"



(الف)



(ب)



(ج)

شکل ۱۴- مقایسه مقادیر cp روی خط افقی گذرنده از ناحیه بیشینه به ازای سه فاصله بین گوه‌های ۹۰ - ۳۰ هم‌راستای افقی در (الف) ایستگاه ۲، (ب) ایستگاه ۵ و (ج) ایستگاه ۷

مهم‌تر از مقادیر ضریب افت، دستیابی به چرخش متمایز الگوی افت طی ایستگاه‌های پایین دست گوه ۹۰ نسبت به گوه‌های ۳۰ و ۶۰ درجه، معیار قضاوت در خصوص دقت شبیه‌سازی‌ها بوده است.

با مشاهده اختلاف عمده در مقادیر و الگوی افت در ایستگاه‌ها نسبت به نتایج تجربی مرجع، با هدف ارتقاء دقت، حل ناپایا با گام زمانی ۰/۰۰۰۱۵ ثانیه متناسب با فرکانس ریزش گردابه‌ها انجام شد. میزان خطای غیرقابل‌پذیرش مقدار cp و عدم توفیق در دستیابی به الگوهای تجربی ثبت شده افت ایستگاه‌ها در نتایج میانگین زمانی شبیه‌سازی (بواسطه عواملی همچون حساسیت معادلات URANS به فرکانس بالای توربولانس [۱۷]) موجب شد تا حل دقیق‌تر اختلاط مغشوش با استفاده از مدل هیبریدی DDES در دستور کار قرار گیرد. پس از تایید درصد خطای تک‌رقمی مقدار و تطابق دقیق الگوی cp در حل جریان گوه ۹۰، بررسی اثر فاصله افقی گوه‌ها روی توزیع ترکیبی افت به این نتیجه انجامید که حضور گوه ۳۰ درجه کنار گوه ۹۰، موجب تعویق توسعه‌یافتگی دنباله شده و افزایش فاصله افقی گوه‌ها ضمن برهم زدن تقارن عرضی دنباله ترکیبی، موجب ماندگاری افت تا ایستگاه‌های پایین‌تر می‌شود. چرخش الگوی افت گوه ۹۰ به سمت پایین دست، ارتباط مستقیم شناسایی شده بین تکرارپذیری الگوی ترکیبی با فاصله گوه‌ها را مخدوش می‌کند. اصلاح ساختار جریان مبتنی بر تغییر نسبت منطری ایرفویل و حذف یا تعویق چرخش الگو پیشنهاد اصلی برای ادامه مسیر این تحقیق هم‌راستا با هدف‌گذاری اصلی است. مطالعه چینه‌ساز عمودی ایرفویل‌ها و در ادامه، چینه‌سازهای ترکیبی مثل مثلی مکمل تلاش‌های صورت‌گرفته خواهد بود.

## ۶- فهرست علائم

نسبت منطری گوه (قطر عمود به جریان به عرض)	AR
نیم‌عرض‌های افقی و عمودی دنباله	a, b
ضریب افت فشار کل	cp
عرض معادل دنباله	Req
عدد رینولدز مبتنی بر قطر عمود بر جریان	Re <sub>OD</sub>

روند تجربه‌شده توسط نویسندگان در مطالعه ابعاد الگوی افت ترکیبی و به‌طور خاص در محاسبه نیم‌عرض به این نتیجه انجامید که Req محاسبه‌شده برآوردی از ابعاد هسته مرکزی الگو را ارائه داده و با از دست دادن نواحی مرزی، حساسیت پارامتر به تغییر ابعاد کافی نیست. پیشنهاد نویسندگان برای پوشش سطح بیشتری از الگو و ملموس‌تر شدن مقایسه ابعاد الگوها، استفاده از ربع‌عرض (فاصله نقاط با cp معادل یک-چهارم cp بیشینه) به‌جای نیم‌عرض (یعنی فاصله نقاط توخالی، به‌جای فاصله نقاط توپر شکل ۱۳-ب) در محاسبه Req است که با عنوان "عرض معادل مبتنی بر ربع‌عرض ۱۲" مطرح می‌شود. منحنی‌های مربوطه در شکل ۱۳-الف آمده است که بیان‌گر نرخ نسبتاً ثابت رشد Req در فواصل مختلف است. در شکل ۱۴ منحنی تغییرات cp روی خط افقی گذرنده از ناحیه افت بیشینه برای فاصله‌های مورد مطالعه در ایستگاه‌های ۲، ۵ و ۷ آمده است. مشاهده می‌شود که با افزایش فاصله به ۱۹/۰۵ میلی‌متری، تغییرات cp در دو ایستگاه ۲ و ۵ بیشترین شباهت را به الگوهای منفرد داراست. تکرارپذیری الگو و مقدار افت ترکیبی و قابلیت پیش‌بینی آن از ایرفویل‌های منفرد در راستای طراحی مکانیزم آرایه‌ای مولد اعوجاج از اهمیت اساسی برخوردار می‌باشد. بر مبنای شکل ۱۴ می‌توان گفت الگوی اختلاط دنباله‌ها و هم‌افزایی مقادیر افت به ازای فاصله ۱۹/۰۵ میلی‌متری، مشخصه تکرارپذیری را در بالاترین سطح داراست. البته در خصوص ایستگاه ۷ باید گفت که چرخش الگوی ایرفویل ۹۰ از حالت عمودی به افقی مشخصه تکرارپذیری را مختل کرده و انتساب افت ترکیبی به منفرد کارکرد خود در ایستگاه‌های ماقبل را ندارد. مطالعه عددی اثر ابعاد ایرفویل ۹۰ به‌منظور اصلاح این رفتار راهکاری است تا با حفظ زاویه، AR آن به زیر مقدار حدی "۱" آورده شود و با حذف یا تعویق چرخش الگوی افت، استعداد چینه‌ساز ترکیبی آن با سایرین در دستیابی به ویژگی تکرارپذیری ارتقاء داده شود.

## ۵- نتیجه‌گیری

امکان‌سنجی تکرار الگوی افت فشار کل ایرفویل دو تکه منفرد در چینه‌ساز افقی چندتایی با شبیه‌سازی پایای جریان روی گوه منفرد مبتنی بر مدل k $\omega$ -sst آغاز گردید.

<sup>12</sup> Equivalent Wake Quarter\_Width

- [12] DiPietro, T (1996) Fundamental wind tunnel experiments for total pressure distortion generator concept selection. Year End Report for Sverdrup Technology.
- [13] Eddy JrGL (2001) Study of steady-state wake characteristics of variable angle wedges [dissertation]. Virginia Polytechnic Institute and State University. Blacksburg, Virginia.
- [14] Jumel J, King PS, O'Brien WF (1999) Transient total pressure distortion generator development, phase II, [dissertation]. Blacksburg, VA.
- [15] Prasad A, Williamson, CHK (1997) The instability of the shear layer separating from a bluff body. *J Fluid Mech* 333: 375-402.
- [16] Cardell GS (1993) Flow past a circular cylinder with a permeable splitter plate [PhD Thesis]. California Institute of Technology, Pasadena.
- [17] Ansys Fluent Release 19 Theory & User Guide (2018).
- [18] Alam MM, Zhou Y, Wang XW (2011) The wake of 2 side-by-side square cylinders. *J Fluid Mech* 669: 432-471.
- [19] Ausoni P (2009) Turbulent vortex shedding from a blunt trailing edge hydrofoil [PhD Thesis]. Ecole Polytechnique Federal, Lausann, Switzerland.
- [20] Bjswe P, Johnson B, Phinney B (2011) Optimization of oscillating body for vortex induced vibrations. worcester polytechnic institute. E-project-042811-120045.
- [21] Roshko A (1961) Experiments on the flow past a cylinder at very high Reynolds numbers. *J Fluid Mech* 345-56.
- [22] Cantwell B, Coles D (1983) An experimental study of entrainment and transport in the turbulent near wake of a circular cylinder. *J Fluid Mech* 321-74.
- [23] Menter FR (2012) Scale-Resolving simulations in ANSYS CFD. ANSYS Germany GmbH, Technical report version 1. Darmstadt, Germany.
- [۲۴] الهامی ب، منشادی م، دهقان ع (۱۳۹۹) بررسی آیروداکوستیکی جریان اطراف ایرفویل به‌روش رهیافت‌های شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ، گردابه‌های جدا شده و میانگین زمانی رینولدز. نشریه علمی مکانیک سازه‌ها و شماره‌ها ۳۴۵-۳۵۶ (۴): ۱۰.
- [25] Kalmár-Nagy T, Bak BD (2019) An intriguing analogy of Kolmogorov's scaling law in a hierarchical mass-spring-damper model. *Nonlinear Dyn* 95: 3193-3203.
- [۲۶] عسگری م، قدیری ب (۱۳۹۷) بررسی عددی اثرات هندسه ایرفویل بر ساختارهای جریانی در یک فن

ریشه میانگین مربعات مولفه  $x$  سرعت اغتشاشی  $u_{rms}^*$   
 بی‌بعد شده نسبت به سرعت جریان آزاد  
 میانگین زمانی مولفه  $x$  سرعت به سرعت جریان آزاد  $\bar{U}^*$   
 زمان ۱ بار پیمایش محدوده محاسباتی با گام  $\tau$   
 انتخابی

## ۷- مراجع

- [1] Beale DK, Cramer KB, King PS (2002) Development of improved methods for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests. 22nd AIAA Aero. Measurement Technology and Ground Testing Conf, Missouri, USA: 3045.
- [2] Farr AP (2012) Evaluation of F-15 inlet dynamic distortion. *J Aircraft*. Online publish. Available from: <https://doi.org/10.2514/3.58627>.
- [3] Beale D (2018) Demonstration of a remotely controlled swirl generator for simulating aircraft inlet secondary flow during turbine engine ground tests. ASME Turbo Tech. Conf, Oslo, Norway: GT2018-75749.
- [4] SAE International Technical Committee S-16 (2017) Inlet Total-Pressure-Distortion Considerations for Gas-Turbine Engines. Aerospace Information Report No: AIR 1419c.
- [5] Davis M, Baker W, Power G, Beale D (2002) A proposal for integration of wind tunnel and engine test programs for the evaluation of airframe-propulsion compatibility using numerical simulations. ASME J Eng Gas Turbines Power 124: 447-458.
- [6] Overall B. W (1972) A procedure for the design of complex distortion screen patterns for specified steady- state total pressure profiles at the inlet of turbine engines. AEDC TR-72-10.
- [7] Overall B. W (1976) Evaluation of an air jet distortion generator used to produce steady-state distortion at the inlet of turbine engine. AEDC TR - 76-144.
- [8] Seddon J, Goldsmith EL (1999) Intake Aerodynamics. AIAA education series. 2nd edn.
- [9] Younghans JL, Moor MT, Collins TP, Direnzi JG (1970) Inlet flow field simulation techniques for engine/ compressor testing. AIAA J 591.
- [10] Lalazier GR, Tate JT (1970) Development of a prototype discrete frequency total pressure fluctuation generator for jet engine / inlet compatibility investigation. airframe - propulsion compatibility symp. AFAPL-TR-69-103 517-549.
- [11] Kutschenreuter P. H, Jr. Collins T. P, Vier W. F (1973) The P3G- A new dynamic distortion generator. AIAA J 1317.

- [29] Bloor S. M (1964) The transition to turbulence in the wake of a circular cylinder. *J Fluid Mech* 19: 290-309.
- [30] Gerrard JH (1966) The mechanics of the formation region of vortices behind bluff bodies. *J Fluid Mech* 25: 401-413.
- زیرصوتی با کمک روش شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ. نشریه مهندسی مکانیک مدرس ۱۶۳-۱۵۳: ۱۸(۳).
- [27] Alam MM, Zhou Y (2007) The turbulent wake of an inclined cylinder with water running. *J Fluid Mech* 589(b): 261-303.
- [28] Mutter TB (1994) Numerical simulations of elliptical jets [dissertation]. Virginia Polytechnic Univ.