

# تعویق جدایش جریان بر روی پره توربین بادی با ترکیب اثر نیم‌پره و شیارهای طولی

محمد سعیدی<sup>۱</sup>، رضا آقایی طوق<sup>۲</sup>

گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات تهران، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران  
(تاریخ دریافت: ۱۳۹۸/۰۷/۱۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۱/۲۵)

## چکیده

در این تحقیق به بررسی اثر ترکیب هم‌زمان نیم‌پره و شیار طولی در تعویق جدایش جریان ایرفویل متداول توربین بادی پرداخته شده است و چهار نوع شیار مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. شبیه‌سازی آیرودینامیکی انجام شده، بر اساس جریان پایای عبوری از روی ایرفویل NREL S809 و روش حل به صورت عددی و با استفاده از شبکه با سازمان انجام شده است. نتایج نشان می‌دهد که در عدد رینولدز  $10^6$  و با زاویه حمله  $16/22$  درجه، با افزودن نیم‌پره، جدایش جریان از  $x/c = 0/47$  تا  $x/c = 0/67$  به تعویق می‌افتد و ضریب برا از مقدار  $1/17$  تا مقدار  $1/92$  و به میزان  $64\%$  افزایش می‌یابد. سپس با بررسی افزودن چندین نوع شیار طولی در لبه فرار ایرفویل مشاهده گردید که نوعی شیار سینوسی شکل با  $45$  درجه تقدم فاز بهترین کارایی را دارد و با انجام شبیه‌سازی‌های مختلف روی مقادیر دهانه، عمق و محل شیار سینوسی، مناسب‌ترین مقدار پارامترهای متغیر، به ترتیب با مقدار دهانه  $3\%$  وتر، عمق  $0/5\%$  وتر و محل  $x/c = 0/85$  به دست آمد که با حذف کامل جدایش جریان در رینولدز و زاویه حمله ذکر شده، ضریب برا تا مقدار  $2/54$  و به میزان  $117\%$  افزایش می‌یابد.

**واژه‌های کلیدی:** جدایش جریان، پره توربین بادی، ایرفویل، شیارهای طولی، نیم‌پره، تعویق جدایش جریان

## Investigation of the Delay in Flow Separation on the Wind Turbine Blade by Combining the Slat and Longitudinal Slot Effects

M. Saeedi and R. Aghaei Tough

Department of Aerospace Engineering,  
Tehran Science and Research Branch, Islamic Azad University, Tehran, Iran  
(Received: 04/November/2019 ; Accepted: 28/June/2020)

### ABSTRACT

This study is conducted on the effects of leading-edge slat and longitudinal slots in delaying the flow separation. The case study is a conventional wind turbine airfoil and four different types of slots have been investigated. The aerodynamic simulation is performed on the basis of a steady state air flow over the NREL S809 airfoil and the solution is obtained numerically using the structured grids. The results show that at Reynolds number of  $1e+6$  and an angle of attack equal to  $16.22^\circ$ , with the addition of leading-edge slat, the separation is delayed from  $x/c = 0.47$  to  $x/c = 0.67$  and the lift coefficient is increased by  $64\%$  (from  $1.17$  to  $1.92$ ). So, by adding several types of longitudinal slots, it is observed that a sinusoidal slot with  $45^\circ$  of phase lead, has the best performance. Through studying the values of the aperture, depth and location of the sinusoidal slot, the best values of these parameters were obtained as follows:  $3\%$  of the chord for the aperture value,  $0.5\%$  of the chord for the depth value and  $0.85$  for the  $x/c$  ratio. By completely removing the flow separation, at the mentioned Reynolds number with the same angle of attack, the lift coefficient has  $117\%$  increase, reaching the value of  $2.54$ .

**Keywords:** Flow Separation, Wind Turbine Blade, Airfoil, Longitudinal Slot, Slat, Delaying Flow Separation

۱- کارشناسی ارشد: mohammadsaeedi.coc@gmail.com

۲- استادیار (نویسنده پاسخگو): reza\_tog@srbiau.ac.ir

## فهرست علائم و اختصارات

## ۱- مقدمه

یکی از مباحث پراهمیت آئرو دینامیک توربین‌های بادی، جدایش جریان می‌باشد که عوامل مختلفی مانند گردیدن فشار معکوس<sup>۱</sup> و اثر اصطکاک لزج<sup>۲</sup> در لایه مرزی، در زاویه حمله‌های نسبتاً بالا موجب آن می‌شوند [۱]. با توجه به این‌که جدایش جریان می‌تواند راندمان کلی توربین را کاهش دهد، به تأخیر انداختن پدیده جدایش جریان از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است و در سال‌های اخیر بسیاری از محققین به دنبال روش‌هایی جهت تعویق جدایش جریان بوده‌اند.

روش‌های کنترل جریان به دو دسته کنترل جریان فعال<sup>۳</sup> و کنترل جریان غیرفعال<sup>۴</sup> تقسیم می‌شوند این روش‌ها بر اساس بهبود حالت جریان و تغییر شدت آشفتگی، باعث جلوگیری و یا تعویق پدیده جدایش جریان می‌شوند [۲]. کنترل جریان فعال نیاز به توان خارجی دارد و می‌تواند با تغییر حالت جریان در لایه مرزی و در نواحی مختلف سطح پره‌ها، جدایش جریان را به تعویق بیندازد. استفاده از جت‌های مصنوعی<sup>۵</sup> و نیم‌پره<sup>۶</sup> از جمله روش‌های متداول کنترل جریان فعال است [۳]. ین و همکاران [۴] در سال ۲۰۱۳ به بررسی تأثیر جت‌های مصنوعی در تقویت توربین‌های بادی محور عمودی با کنترل واماندگی دینامیکی پرداختند. نتایج نشان داد، استفاده از جت مصنوعی در کنترل واماندگی در سرعت‌های پایین بسیار مؤثر می‌باشد. یکی دیگر از مطالعات انجام‌شده روی تأثیر جت‌های مصنوعی بر کنترل جدایش جریان، در ایرفویل S809 در سال ۲۰۱۸ توسط جیانجون و همکاران [۵]. صورت گرفت. آن‌ها دریافتند که دلیل کاهش شدید و یا حذف جدایش جریان در زوایای حمله بالا، اختلاط سیال کم انرژی با سیال دارای انرژی بالاتر است. نتایج نشان داد که جت‌های مصنوعی دوگانه دارای عملکرد بهتری می‌باشند و تأثیر بیشتری در کنترل جدایش جریان دارند. در سال ۲۰۱۹ وانگ و همکاران [۶] به بررسی اثر نیم پره لبه حمله ایرفویل S809 بر جدایش جریان و عملکرد آئرو دینامیکی توربین بادی پرداختند. در این تحقیق، مدل

## علائم‌های انگلیسی

$B_i$	نیروهای حجمی $x, y, z$ (N)
$C$	ضریب ثابت، طول وتر ایرفویل (m)
$C_p$	گرمای ویژه در فشار ثابت ( $\text{kJ} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ )
$H$	انرژی گرمایی در واحد حجم ( $\text{J} \cdot \text{m}^{-3}$ )
$k$	ضریب هدایت حرارتی ( $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ )
$p$	اندازه فشار (Pa)
$R$	شیار مستطیلی شکل
$S$	شیار سینوسی شکل
$T$	دمای استاتیکی جریان (S)
$t$	زمان (S)
$u$	اندازه سرعت در راستای طولی $x$ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )
$u_i$	سرعت در راستای جهات مختصاتی $x, y, z$ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )
$\bar{u}$	اندازه سرعت متوسط در راستای $x$ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )
$u'$	اندازه مؤلفه نوسانی سرعت در راستای $x$ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )
$\overline{u'u'}$	تنش آشفتگی رینولدز
$V$	شیار $V$ شکل
$x_i$	جهت مختصاتی $x, y, z$ در دستگاه مختصات دکارتی
$Y^+$	ضریب بی‌بعد میزان فشردگی شبکه در لایه مرزی

## علائم‌های یونانی

$\beta$	زاویه قرارگیری نیم‌پره نسبت به راستای افقی (deg)
$\rho$	جرم مخصوص سیال ( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )
$\mu$	ضریب لزجت دینامیکی (Pa.s)
$\nu$	ضریب لزجت سینماتیکی ( $\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$ )
$\tau_{ij}$	تنش وارده بر صفحه دارای بردار نرمال $i$ و در جهت $j$
زیرنویس‌ها	
$D$	نیروی پسا
$i$	اندیس محلی
$j$	اندیس محلی
$L$	نیروی برا
$m$	اندیس محلی
$t$	مخفف نوع

<sup>1</sup> Reverse pressure gradient<sup>2</sup> viscous friction<sup>3</sup> Passive flow control<sup>4</sup> Active flow control<sup>5</sup> synthetic jet<sup>6</sup> Slat

فرار ایرفویل S809 تحقیقات خود را انجام دادند. نتایج تحقیق نشان داد که فلپ‌های مستطیلی می‌توانند ضریب برآ را تا ۲۰/۵۶٪ افزایش دهند. در این تحقیق همچنین فلپ‌های مثلثی شکل هم مورد بررسی قرار گرفت و نتایج نشان داد که فلپ‌های مثلثی تا ۲۸/۴۲٪ سبب افزایش ضریب برآ می‌شوند که در مقایسه با فلپ‌های مستطیلی تأثیر بهتری بر ضریب برآ دارند.

ایجاد شکاف به دلیل دمیده شدن جریان از ناحیه پرفشار ایرفویل به ناحیه کم‌فشار موجب تعویق جدایش جریان می‌شود. در سال ۲۰۱۳ بلامادی و همکاران [۱۲] عملکرد آئرو دینامیکی ایرفویل‌های شکاف‌دار را در پره‌های توربین بادی مورد بررسی قرار دادند. آن‌ها ایرفویل S809 را جهت مطالعه انتخاب نمودند و با مقایسه زوایای حمله مختلف مشخص گردید که مناسب‌ترین بازه زاویه حمله جهت بهبود عملکرد آئرو دینامیکی سیستم ۱۰ تا ۲۰ درجه می‌باشد. در سال ۲۰۱۸ مشفق و همکاران [۱۳] به بررسی اثر شکاف بر کاهش جدایش جریان توربین بادی پرداختند. آن‌ها عوامل مؤثر مختلف، مانند محل قرارگیری، ضخامت، زاویه دمش و خروج جریان را بررسی کردند. در این تحقیق دو هندسه متفاوت با ضخامت‌های ۰/۵، ۱، ۲ و ۴ درصد طول وتر بررسی شدند و نتایج نشان داد که در شکاف‌هایی با ضخامت ۲ و ۴٪ طول وتر ضریب برآ به ترتیب ۶۸/۵ و ۵۵/۸ درصد افزایش می‌یابند.

شیه و همکاران [۱۴] اثر شکاف را در کنترل جدایش جریان ایرفویل S809 بررسی کردند. نتایج نشان داد که با افزایش زاویه حمله، ناحیه جدایش افزایش می‌یابد و در زاویه حمله ۲۰ درجه ناحیه جدایشی بزرگ ظاهر می‌شود. با مقایسه صورت گرفته مشخص شد که در زوایای حمله ۱۵ درجه و ۲۰ درجه ضریب برآ افزایش و ضریب پسا کاهش می‌یابد. بیهقی و همکاران [۱۵] در سال ۲۰۱۷ با استفاده از ایجاد شکاف‌های لبه حمله، عملکرد آئرو دینامیکی ایرفویل NACA4412 را بهبود بخشیدند. استفاده از این روش موجب جریان پیدا کردن بخشی از هوای ورودی از بین شکاف ایجاد شده می‌گردد که با بررسی حالت‌های مختلف مشخص گردید با افزایش طول و کاهش ضخامت شکاف، نیروی برآ افزایش بیشتری دارد. برای بهترین طراحی به‌طور متوسط ضریب برآ ۸٪ افزایش یافت. بیهقی و

آشفتگی  $K - \omega, SST$  و طول وتر ایرفویل و نیم پره به ترتیب ۶۰ و ۶۰۰ میلی‌متر در نظر گرفته شدند، نتایج نشان داد زمانی که زاویه حمله ۱۶/۲۲ درجه است، با استفاده از نیم پره نقطه جدایش جریان از  $X/C = 0/47$  به  $X/C = 0/67$  انتقال یافته و ضریب برآ ۵۲/۹۹٪ افزایش می‌یابد. چن و همکاران [۷] به بررسی عددی تأثیر زاویه نیم‌پره لبه حمله به‌صورت کنترل جریان فعال، بر خواص آئرو دینامیکی ایرفویل S809 پرداختند. در این تحقیق طول وتر نیم‌پره لبه حمله ۰/۱ طول وتر ایرفویل و فاصله افقی و عمودی مرکز نیم‌پره تا لبه حمله ایرفویل به ترتیب برابر با ۰/۰۵ و ۰/۰۹ طول وتر ایرفویل در نظر گرفته شدند. با توجه به نتایج به‌دست‌آمده مشخص گردید که در زاویه حمله بیشتر از ۱۰/۲ درجه، ضریب برآ به‌طور قابل ملاحظه‌ای توسط نیم‌پره لبه حمله افزایش می‌یابد که این افزایش برای زاویه صفر درجه مقدار بیشتری بوده است.

کنترل جریان غیرفعال روشی مؤثر و در عین حال ساده است که به توان خارجی نیازی ندارد. برای مثال مولدهای گردابی<sup>۱</sup> با کنترل گرادیان فشار معکوس و گارنی فلپ<sup>۲</sup> و ایجاد شکاف با افزایش ممنوم لایه مرزی جدایش جریان را تحت تأثیر قرار می‌دهند [۸]. وانگ و همکاران [۹] با استفاده از مولدهای گردابی به بررسی کنترل جریان در ایرفویل NREL S809 پرداختند و با مقایسه مولدهای گردابی تک ردیفه و دو ردیفه مشخص گردید که مولدهای گردابی دو ردیفه دارای عملکرد بهتری هستند همچنین نتایج نشان داد که استفاده از مولدهای گردابی موجب تعویق پدیده واماندگی و افزایش ضریب برآ می‌شود. در سال ۲۰۲۰ ژانگ و همکاران [۱۰] با نصب یک میله در مقابل لبه حمله ایرفویل متقارن NACA0018 کنترل واماندگی دینامیکی را مورد بررسی قرار دادند. نتایج نشان داد که تولید گردابه‌های چرخشی اطراف میله موجب انتقال پیوسته انرژی جنبشی به لایه مرزی می‌شود و قطر میله و فاصله آن با ایرفویل اشاره از عوامل تأثیرگذاری میله بر روی جدایش جریان هستند.

در سال ۲۰۱۹ لی شوهائو و همکاران [۱۱] به بررسی تأثیر هندسه گارنی فلپ<sup>۳</sup> بر ایرفویل S809 پرداختند. آن‌ها با در نظر گرفتن سه نوع از فلپ‌های مستطیلی شکل در لبه

<sup>۱</sup>Vortex Generator

<sup>۲</sup>Gurney Flap

<sup>۳</sup>Gurney Flap

گرفته است. رویکرد طراحی شیار طولی، به صورت یک حفره با مقاطع هندسی مختلف در سمت لبه فرار ایرفویل در نظر گرفته شده است که مناسبترین موقعیت، مقطع، دهانه و عمق آن از پارامترهای مورد بررسی می‌باشد.

## ۲- معادلات حاکم

به طور خلاصه معادلات بقای حاکم بر جریان‌های تراکم ناپذیر آشفته (معادلات RANS) مشتمل بر معادلات بقای مومنتوم، بقای جرم و انرژی (در کلی‌ترین شکل آن‌ها برای جریان‌های تراکم ناپذیر به صورت معادلات (۱) تا (۳) بیان می‌گردند که موسوم به معادلات ناویر استوکس هستند [۱۸]:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\rho \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right) = \bar{B}_i - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \rho \overline{u'_i u'_j} \right) \quad (2)$$

$$\rho C_p \left( \frac{\partial T}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x_j} - \rho C_p \overline{u'_j T'} \right) + H \quad (3)$$

در رابطه (۲)  $-\rho \overline{u'_i u'_j}$  تنش رینولدز نامیده می‌شود و به کمک رابطه (۴) به دست می‌آید [۱۹]:

$$\tau_{ij} = -\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left[ \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right] \quad (4)$$

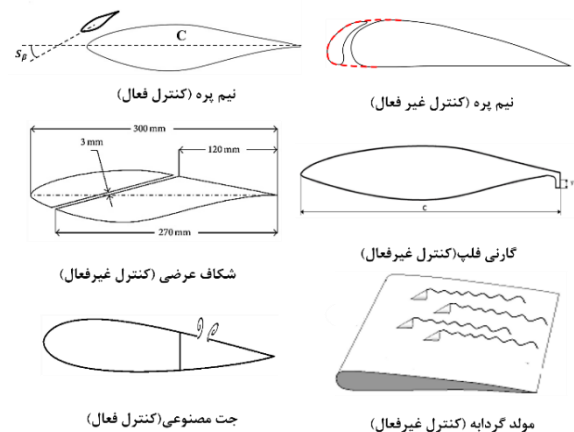
در رابطه (۴)،  $\mu_t$  ضریب لزجت گردابه‌ای یا مولکولی نامیده می‌شود که توسط مدل‌های آشفتگی قابل محاسبه است. در پژوهش حاضر از مدل آشفتگی  $K - \omega, SST$  استفاده شده است که قابلیت خوبی در نقاط نزدیک دیواره با گرادیان بالا و همچنین نقاط دورتر از لایه مرزی را دارد.

## ۳- تشریح مسئله

هندسه مورد بررسی در این پژوهش ایرفویل NREL-S809 از متداولترین مقاطع مورد استفاده در پره‌های توربین‌های بادی است که به صورت مقطع دوبعدی بررسی شده است. طول وتر ایرفویل برابر ۶۰۰mm در نظر گرفته شده است و دامنه محاسباتی به صورت یک نیم‌دایره به قطر ۴۰ برابر وتر

همکاران [۱۶] در سال ۲۰۱۸ در پژوهشی دیگر به بررسی اثر یک شکاف مستطیلی باریک تحت عنوان یک شکاف بر عملکرد کلی ایرفویل NACA4412 پرداختند. این شکاف در نزدیکی لبه حمله ایرفویل ایجاد گردید و پس از مقایسه حالت‌های مختلف، با بهبود زاویه ورودی، موقعیت عمودی و عرض شکاف، منجر به افزایش ۳۰٪ نیروی برا گردید.

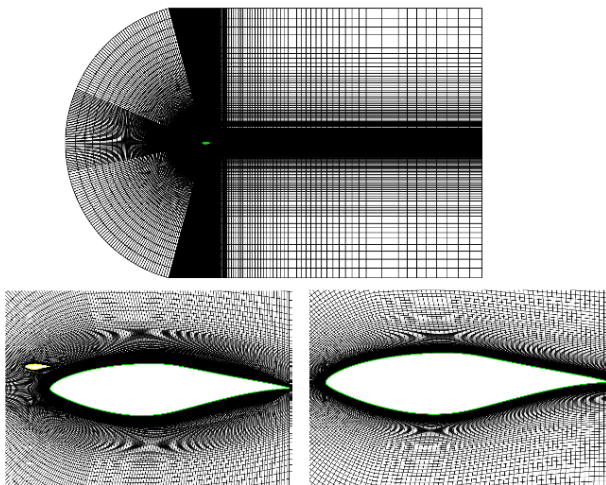
اکبر زاده و همکاران [۱۷] به شبیه‌سازی و تحلیل عملکرد آیرودینامیکی جریان حول پره‌های توربین بادی همراه با ترکیب تزریق سطحی ایرفویل و ایجاد شکاف‌های طولی و یک مکش در بدنه پره توربین بادی پرداختند. نتایج به دست آمده از مقایسه توان‌های تولیدی در سرعت‌های متفاوت نشان داد که در زاویه حمله ۸ درجه و سرعت باد ۱۶ متر بر ثانیه می‌توان به بیشترین توان تولیدی، ۱۵ الی ۲۰ درصد دست یافت. در شکل ۱ شماتیک برخی هندسه‌های کنترل فعال و غیرفعال نشان داده شده است.



شکل (۱): شماتیک برخی هندسه‌های کنترل فعال و

غیرفعال [۵-۶]، [۷-۹]، [۱۱-۱۳]

با توجه به بررسی پژوهش‌های پیشین، افزودن نیم‌پره در لبه حمله ایرفویل و ایجاد شکاف عرضی از جمله روش‌های متداول پژوهش‌گران متعدد بوده است و روش مولد گردابه نیز مؤثر شناخته شده است. با این حال ایجاد ترکیب هم‌زمان نیم‌پره و شکاف تاکنون در پژوهش‌ها مورد بررسی قرار نگرفته است و از طرفی ایجاد شیار عرضی با پیچیدگی و محدودیت‌هایی همراه است. بنابراین در پژوهش حاضر، طراحی چندین نوع شیار طولی به جای شکاف عرضی و ترکیب هم‌زمان آن‌ها با نیم‌پره لبه فرار مورد توجه قرار



شکل (۳): شبکه محاسباتی با سازمان برای هر دو حالت case1 و case0

### ۵- شرایط مرزی

برای حل معادلات جریان که از نوع معادلات دیفرانسیل با مشتقات جزئی هستند، به مقادیر اولیه متغیرهای مجهول و همچنین مقادیر متغیرها در شروع زمان حل نیاز داریم. انواع مختلفی از شرایط مرزی در دینامیک سیالات محاسباتی موجود است. مانند شرط مرزی دیریکلت<sup>۱</sup>، نیومن<sup>۲</sup>، کوشی<sup>۳</sup> و شرایط دیگری که از ترکیب شرایط دیریکلت و نیومن به دست می آیند. شرایط اولیه با قرار دادن مقادیر شرایط مرزی برای تمام سلول‌های محاسباتی به دست می آید [۲۰]. بنابراین شرایط مرزی باید به دقت انتخاب و تعیین شوند. برای ورودی جریان شرط ورودی سرعت با رینولدز  $10^6$  و زاویه حمله متغیر در نظر گرفته شده است. در خروجی جریان نیز شرط فشار خروجی قرار داده شده است. مرز ایرفویل و نیم پره هر دو شرط عدم لغزش دارند. ارتفاع اولین لایه سلول‌ها در لایه مرزی برابر  $0.00001$  متر و ضریب رشد لایه‌ها  $1/1$  در نظر گرفته شده‌اند.

### ۶- استقلال از شبکه

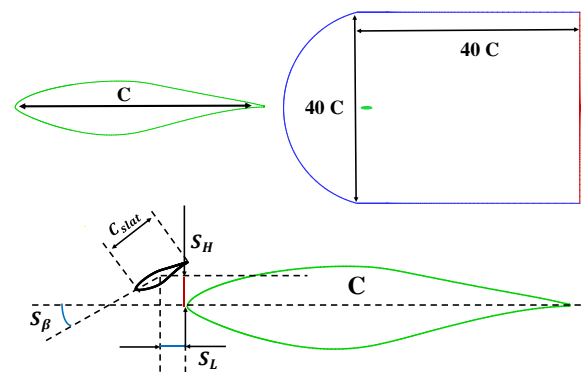
برای بررسی استقلال نتایج از تعداد شبکه، مقدار ضریب برا به عنوان خروجی متغیر با تعداد شبکه انتخاب شده است و مقادیر به دست آمده برای ضریب برا در زوایای مختلف حمله

و یک مستطیل به طول  $40C$  برابر وتر بر آن محیط شده‌اند. برای دست‌یابی به هدف پژوهش در راستای به تعویق انداختن جدایش جریان، بر اساس خروجی پژوهش‌های پیشین که در فصل دوم بررسی شد، روش افزودن نیم پره را انتخاب می‌کنیم بنابراین یک حالت دیگر بررسی با افزودن نیم پره با مقطع NREL-S809 و طول وتر برابر  $0.1$  ایرفویل اصلی انتخاب شده است که بهترین محل قرارگیری آن نسبت به ایرفویل اصلی، طبق نتایج پژوهش وانگ و همکاران [۶] مطابق شکل ۲ برابر با مقادیر جدول ۱ انتخاب شده است.

جدول (۱): مشخصات هندسی ایرفویل و بهترین محل قرارگیری نیم پره مطابق پژوهش وانگ و همکاران

$C$ (mm)	$C_{slat}$	$S_L$	$S_H$	$S_\beta$
۶۰۰	$0.1 C$	$0.05 C$	$0.09 C$	۰

در این پژوهش حالت بدون نیم پره را با اصطلاح Case0 و حالت با نیم پره را با اصطلاح Case1 اشاره خواهیم کرد.



شکل (۲): هندسه و شبکه محاسباتی اطراف ایرفویل

### ۴- شبکه بندی فضای حل

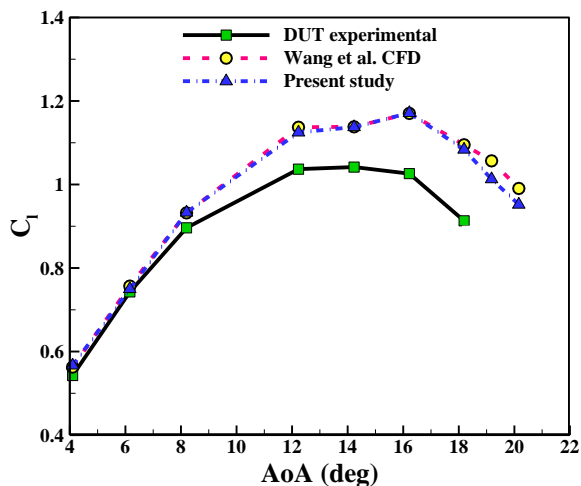
به منظور بررسی دقیق جریان در فضای حل و حفظ اثرات لایه مرزی در اطراف ایرفویل، در هر دو حالت مورد بررسی، از شبکه با سازمان در کل فضا و همچنین شبکه لایه مرزی در مرز ایرفویل و نیم پره با ارتفاع اولین لایه  $0.00001$  استفاده شده است تا مقادیر  $Y^+$  کمتر از ۱ باشد که برای استفاده از مدل آشفتگی  $K-\omega, SST$  مناسب باشد. در شکل ۳ شمای کلی از شبکه با سازمان و همچنین شبکه لایه مرزی با سازمان در اطراف ایرفویل نشان داده شده است.

<sup>1</sup> Dirichlet

<sup>2</sup> Neumann

<sup>3</sup> Koshi

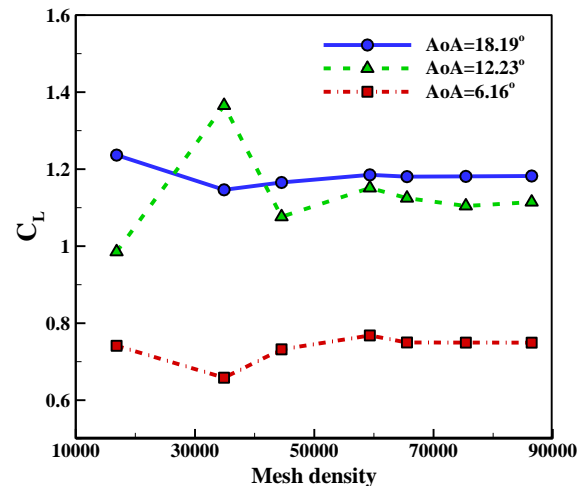
دلف می‌باشد که ایرفویل S809 را در اعداد رینولدز و زاویه حمله‌های متفاوت در تونل باد مورد تست قرار دادند و نتایج خود را در قالب نمودارهای ضرایب آیرودینامیکی و تصاویر گویا از فیزیک جریان اطراف ایرفویل ارائه دادند؛ و پژوهش عددی مربوط به پژوهش وانگ و همکاران [۶] است که ایرفویل S809 را با طول وتر ۶۰۰ میلی‌متر در رینولدز ۱۰۰۰۰۰۰ برای زوایای حمله مختلف شبیه‌سازی کردند. پژوهش عددی وانگ، توسط نرم‌افزار فلوئنت و به کمک شبکه با سازمان و ایجاد لایه مرزی با  $Y^+$  کمتر از ۱ با مدل آشفتگی  $k-\omega, SST$  انجام شده و با کار تجربی سامرز و همکاران نیز صحت‌سنجی شده است. شکل ۵ مقایسه مقادیر ضریب برا در پژوهش حاضر را با کار تجربی و عددی ذکر شده نشان می‌دهد.



شکل (۵): مقایسه ضریب برا برای ایرفویل S809 با نتایج تجربی و عددی در حالت case0

برای اعتبار سنجی ایرفویل با نیم‌پره در Case1 نیز از پژوهش عددی وانگ و همکاران [۶] که ایرفویل S809 را با طول وتر ۶۰۰ میلی‌متر به همراه نیم‌پره با طول وتر ۶۰ mm در عدد رینولدز ۱۰۰۰۰۰۰ برای زوایای حمله مختلف بررسی کرده و با انجام شبیه‌سازی‌های متعدد، بهترین حالت قرارگیری نیم‌پره از لحاظ بیشترین اثر در تأخیر جدایش و افزایش ضریب برا را به دست آورده‌اند. نتایج ضریب برا و پسا به همراه نقطه جدایش جریان از موارد ارائه شده در پژوهش ذکر شده می‌باشد. مقادیر ضریب برا در پژوهش حاضر با نتایج کار عددی وانگ و همکاران در شکل ۶ برای حالت با نیم‌پره مقایسه شده است.

با تعداد شبکه‌های متفاوت در عدد رینولدز  $10^6$  استخراج و به صورت نموداری بررسی شده است که نتایج آن در شکل ۴ قابل مشاهده است.



شکل (۴): نمودار استقلال از شبکه در عدد رینولدز  $10^6$

مطابق شکل نشان داده شده تعداد شبکه ۷۵۴۲۱ به عنوان نقطه پایداری نتایج و ادامه حل انتخاب شده است. تعداد شبکه به دست آمده در این بخش برای حالت case 0 بررسی شده است و افزایش تعداد شبکه با افزایش تقسیمات سطح ایرفویل در راستای طولی انجام گرفته است. برای حالت‌های دیگر در ادامه پژوهش نیز روندی مشابه طی شده است. در جدول ۲ مقادیر پارامترهای سنجش کیفیت شبکه محاسباتی آورده شده است که با توجه به مقادیر میانگین آن‌ها، شبکه از کیفیت خوبی برخوردار است.

جدول (۲): مقادیر پارامترهای سنجش کیفیت شبکه محاسباتی

پارامتر کیفیت شبکه	میانگین	مینیمم	ماکزیمم
Aspect Ratio	۶/۱۲۶	۱/۰۰۱	۱۲۳/۲۴۷
Skewness	۰/۱۸۶۴	۰/۰۳۸۱	۰/۲۳۰۷
Orthogonal Quality	۰/۴۳۳۵	۰/۲۶۷۸	۱/۰

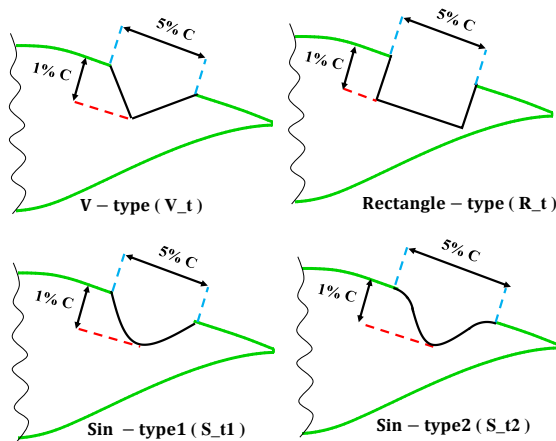
## ۷- اعتبار سنجی نتایج

برای اعتبار سنجی نتایج حاصل از تحلیل ایرفویل S809 در Case0، از دو پژوهش تجربی و عددی استفاده شده است. کار تجربی آزمایش‌های سامرز و همکاران [۲۱] در دانشگاه

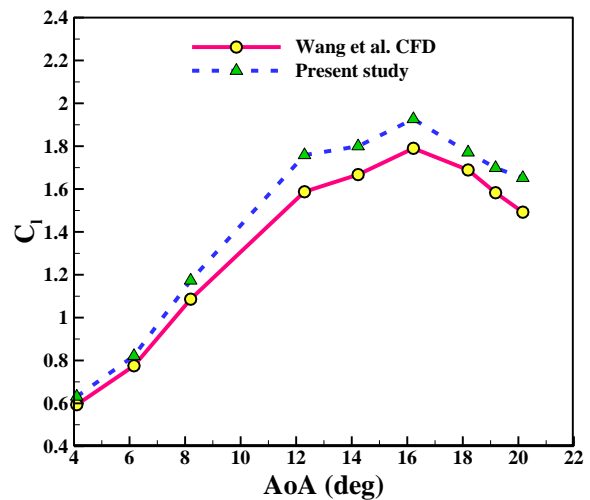
صحت نتایج می‌افزاید. با توجه به توزیع فشار و خطوط جریان فیزیک جریان اینگونه قابل بیان است که قرار دادن نیم‌پره در مسیر جریان باعث انحراف جریان سرعت بالا به سمت لایه مرزی شده است و با افزایش ممنوم در لایه مرزی جدایش را به تعویق انداخته است.

### ۸- بررسی اثر شیار طولی

مطابق پژوهش وانگ و همکاران [۶] که در بخش قبلی نیز صحت‌سنجی شد، افزودن نیم‌پره به ایرفویل باعث به تعویق انداختن جدایش از نقطه  $X/C = 0.47$  به  $X/C = 0.67$  شد. در این بخش هدف آن است که با افزودن شیار طولی بتوانیم جدایش را بیشتر به تعویق انداخته و در صورت امکان حذف کنیم تا پارامترهای آئروبنامیکی را بهبود بخشیم. برای بررسی اثر شیار روی جدایش جریان، از چهار نوع شیار با هندسه‌های مختلف استفاده شده است که شیار V شکل ( $V\_t$ )، مستطیلی شکل ( $R\_t$ )، سینوسی شکل نوع اول ( $S\_t1$ ) و سینوسی شکل نوع دوم ( $S\_t2$ ) هستند و در شکل ۸ نشان داده شده‌اند. شیار سینوسی شکل نوع دوم با ۴۵ درجه تقدم فاز نسبت به شیار سینوسی نوع اول شروع شده است و باعث تغییر تقعر نسبت به نوع اول شده است. بر طبق پژوهش خراطی و همکاران [۲۲] روی شیارهای کار شده در لبه فرار ایرفویل‌ها، مقدار دهانه  $5\% C$  و عمق  $1\%$  به صورت میانگین مقادیر پیشنهاد داده شده انتخاب شده است و در صورت مشاهده بهبود جدایش، مقادیر دهانه، عمق و محل شیار را در جهت بهبود بیشتر نتایج تغییر خواهیم داد.

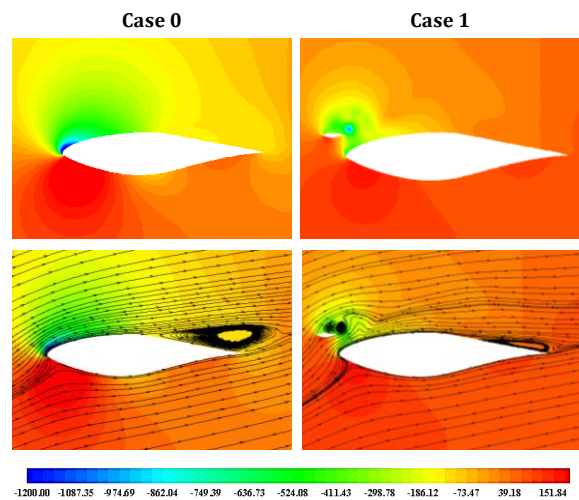


شکل (۸): هندسه و جزئیات شیارهای مختلف روی ایرفویل



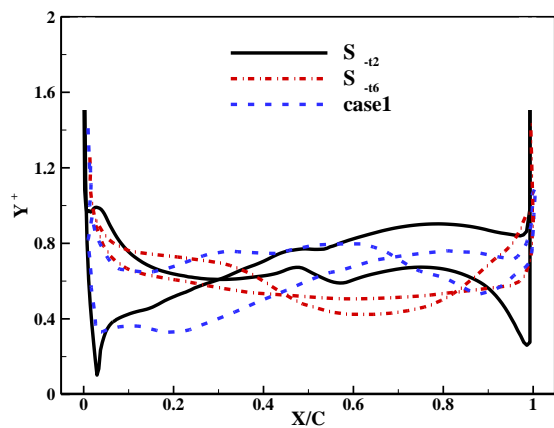
شکل (۶): مقایسه ضریب برآ برای ایرفویل S809 نیم‌پره دار با نتایج عددی وانگ و همکاران

توزیع فشار و خطوط جریان در اطراف ایرفویل برای حالت case0 و همچنین برای ایرفویل و نیم‌پره در حالت case1 برای رینولدز  $1000000$  و زاویه حمله  $16/22$  درجه مطابق شکل ۷ نشان داده شده است.

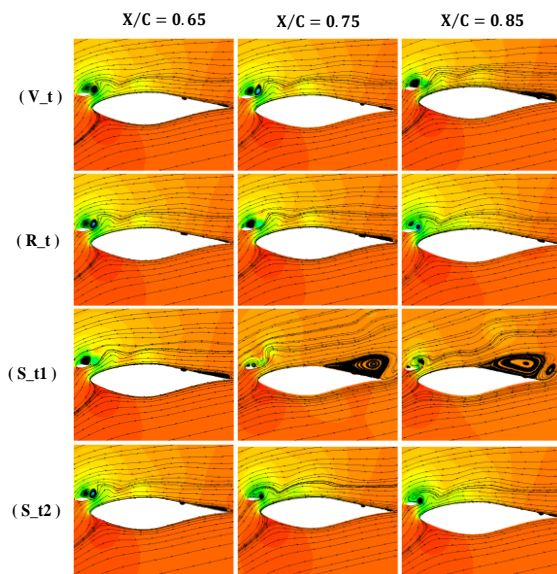


شکل (۷): توزیع فشار و خطوط جریان برای هر دو حالت case0 و case1 در رینولدز  $1000000$  و زاویه حمله  $16/22$  درجه

همان‌طور که در شکل ۷ مشاهده می‌شود برای حالتی که نیم‌پره اضافه شده است و مقادیر رینولدز  $1000000$  و زاویه حمله  $16/22$  درجه انتخاب شده است، جدایش جریان به تعویق افتاده و طبق محاسبات تنش لایه‌ای دیواره، جدایش جریان از  $X/C = 0.47$  به مقدار  $X/C = 0.67$  با افزودن نیم‌پره افزایش یافته است. که این دو مقدار با خطای اندک نسبت به کار عددی وانگ و همکاران، بر



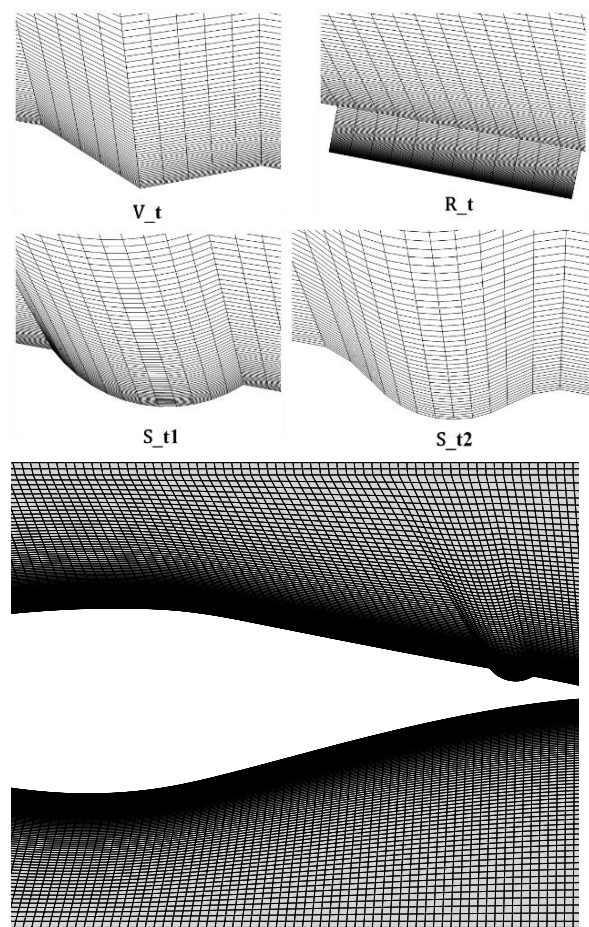
شکل (۱۰): نمودار  $Y^+$  برای چند حالت مختلف شبیه‌سازی برای تمامی حالت‌ها، در شرایط پایا و مقدار عدد رینولدز  $1000000$  اقدام به حل جریان شده است که خطوط جریان برای همه حالت‌ها برای زاویه حمله  $16/22$  درجه در شکل ۱۱ نشان داده شده است.



شکل (۱۱): خطوط جریان در اطراف شیارهای مطرح‌شده در رینولدز  $1000000$  و زاویه حمله  $16/22$  درجه

همان‌طور که از روی شکل خطوط جریان نیز مشخص است، نقطه جدایش برای حالت‌های مختلف دچار تغییر شده است و در اکثر مواقع جدایش را به تعویق انداخته است ولی برای اظهارنظر دقیق‌تر و درک فیزیک جریان لازم است نقطه دقیق جدایش جریان محاسبه شود. برای به‌دست آوردن نقطه جدایش، مطابق شکل ۱۲ نمودار تنش دیواره را رسم کرده و نقطه‌ای را که مقدار تنش از مقادیر مثبت به مقدار

شیارهای مطرح‌شده در قسمت قبل در سه محل مختلف تا اثر محل قرارگیری شیار نیز روی جدایش جریان مشخص شود. پس از ایجاد هندسه مانند حالات قبل در Case 0 و Case 1، در این هندسه‌ها نیز از شبکه با سازمان و لایه مرزی با  $Y^+$  کمتر از ۱ مطابق شکل ۹ استفاده شده است و مشابه حالت اولیه با افزایش تعداد تقسیمات شبکه در جهت طولی ایرفویل بررسی استقلال از شبکه صورت گرفته است.



شکل (۹): شبکه با سازمان در اطراف شیارهای طولی طراحی‌شده

افزایش تعداد تقسیمات شبکه در طول شیارها مطابق با روش استقلال از شبکه برای Case 0 انجام گرفته است و نتایج مؤثر از افزودن شیار مستقل از تعداد تقسیمات طولی شده است.

نمودار  $Y^+$  نیز برای چندین حالت در شکل ۱۰ آورده شده است که با توجه به مقادیر آن‌ها استفاده از مدل آشفتگی  $K\omega - SST$  مناسب بوده است.



در نمودار نشان داده شده محور افقی نشان دهنده حالت‌های مختلف بررسی شده و محور عمودی سمت چپ مقدار بی بعد شده نقطه جدایش ( $X/C$ ) را نشان می‌دهد که متناظر با نمودار میله‌ای هستند. همچنین محور عمودی سمت راست ضریب لیفت متناظر با این حالت‌ها را نشان می‌دهد که با نمودار خطی به یکدیگر وصل شده‌اند. ترتیب قرارگیری حالت‌ها روی محور افقی بر اساس افزایش نقطه جدایش جریان می‌باشد. همان‌طور که از روی نمودار نیز مشخص است، ایجاد شیار طولی در سمت لبه فرار ایرفویل، برای اکثر موارد باعث به تعویق انداختن نقطه جدایش جریان شده است (افزایش طول بی بعد نقطه جدایش روی نمودار میله‌ای) و از بین آن‌ها شیار سینوسی شکل نوع دوم در محل  $X/C = 0.185$  نقطه جدایش را تا  $X/C = 0.92$  به تعویق انداخته است و مقدار ضریب لیفت را تا مقدار  $2/48$  افزایش داده است.

### ۹- بهبود شیار سینوسی انتخاب شده در جهت حذف جدایش

برای شیار سینوسی انتخاب شده که جدایش جریان در  $X/C = 0.92$  رخ می‌دهد، چندین حالت مختلف در نظر گرفته شده است تا بتوان جدایش جریان را به کل حذف کرد. بنابراین شیار انتخاب شده در بخش قبلی را به موقعیت‌های  $X/C = 0.90$  و  $X/C = 0.95$  جابجا می‌کنیم و در تلاشی دیگر عرض و عمق شیار را مطابق جدول ۳ تغییر می‌دهیم و در موقعیت قبلی خود یعنی  $X/C = 0.185$  مورد بررسی قرار می‌دهیم.

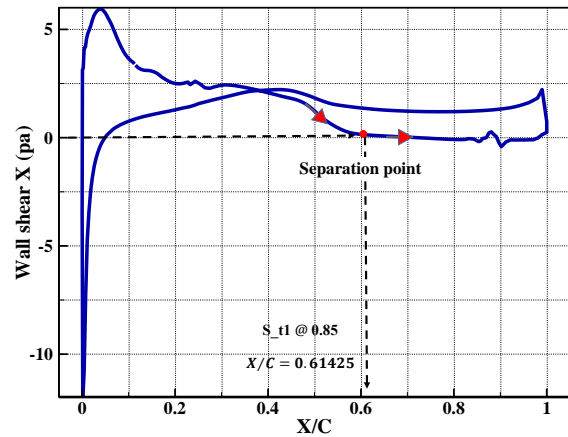
جدول (۳): جزئیات تغییرات روی شیار سینوسی برای

بهبود جدایش

حالت	عرض	عمق	موقعیت
S_t3	۰.۵ C	۰.۱ C	$X/C = 0.90$
S_t4	۰.۵ C	۰.۱ C	$X/C = 0.95$
S_t5	۰.۱ C	۰.۴ C	$X/C = 0.185$
S_t6	۰.۳ C	۰.۰۵ C	$X/C = 0.185$

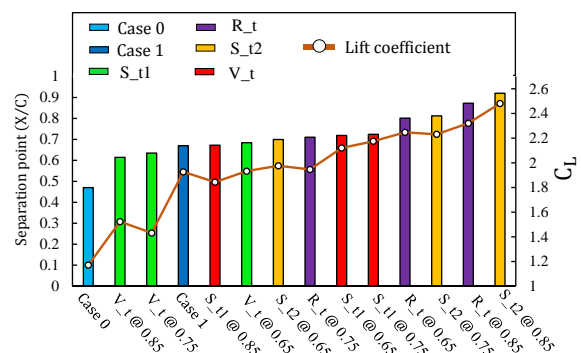
پس از تغییر هندسه و ایجاد شبکه با سازمان برای حالات بیان شده، در شرایط پایا و مقدار عدد رینولدز  $10^6$  اقدام به

صفر رسیده است را به عنوان نقطه جدایش انتخاب می‌کنیم که با تصویر خطوط جریان نشان داده شده در شکل ۱۱ نیز تطابق دارد.



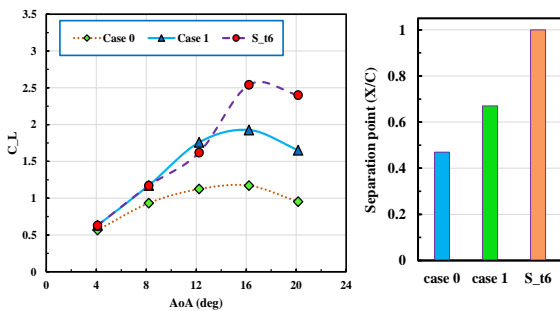
شکل (۱۲): نحوه به دست آوردن نقطه جدایش از روی نمودار تنش دیواره

در استفاده از روش ارائه شده در شکل ۱۲ به این مفهوم پرداخته شده است که در نقطه جدایش با معکوس شدن گرادیان فشار مقدار تنش دیواره ابتدا صفر شده و سپس با عوض شدن جهت گرادیان، مقادیر تنش دیواره اعدادی منفی به خود می‌گیرند که از روی نمودار نیز قابل تشخیص است. همانند روش شرح داده شده روی شکل ۱۲، نقطه جدایش جریان در حالت‌های مختلف به دست آورده شده است و ضریب لیفت متناظر آن نیز استخراج شده و به صورت هم‌زمان در شکل ۱۳ به ترتیب صعودی قرار گرفته شده است و با حالت case0 و case1 مقایسه شده است.



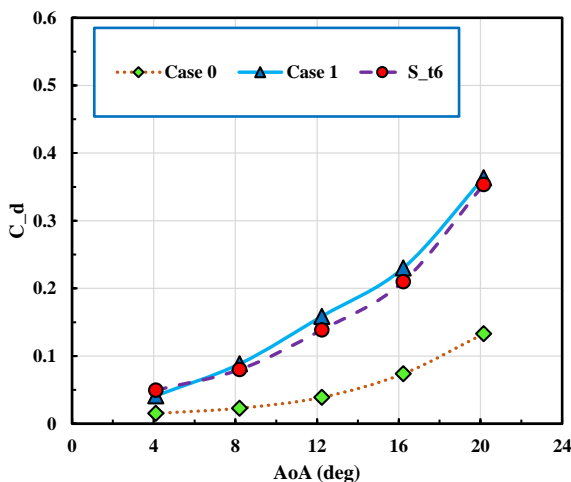
شکل (۱۳): تغییرات نقطه جدایش و ضریب برا در حالت‌های مختلف در رینولدز  $10^6$  و زاویه حمله  $16/22$  درجه

ریشه پرها در زاویه حمله‌های بالاتری قرار می‌گیرند که باعث می‌شود جدایش بیشتری را نسبت به سایر نواحی تجربه کنند [۲۳]. بنابراین تأخیر جدایش و افزایش نیروی لیفت در توربین بادی محور افقی از اهمیت بالایی برخوردار است. در شکل ۱۵ نقطه جدایش و ضریب لیفت به‌عنوان راندمان آیرودینامیکی در نظر گرفته‌شده برای توربین افقی، در سه حالت مختلف case 0، case 1 و S\_t6 در زاویه حمله‌های مختلف نشان داده شده است.



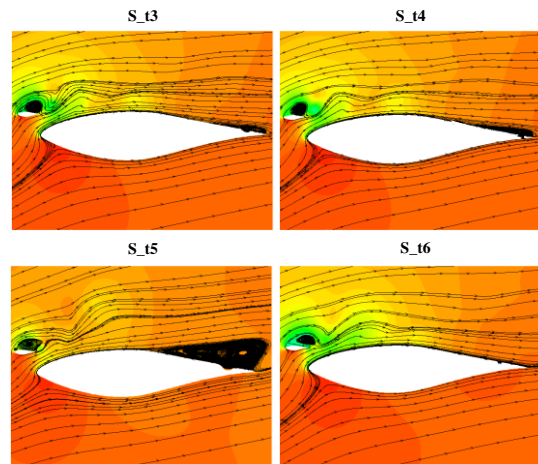
شکل (۱۵): مقایسه راندمان آیرودینامیکی (لیفت و جدایش) در سه حالت case0، case1، S\_t6

با توجه به نمودار نشان داده شده، مشاهده می‌شود که با اضافه کردن نیم‌پره در case 1 و سپس ترکیب آن با حفره سینوسی در حالت S\_t6 جدایش به تأخیر افتاده است و به تبع آن ضریب لیفت افزایش پیدا کرده است که باعث افزایش توان تولیدی توربین می‌شود. نمودار ضریب درگ نیز برای حالت‌های ذکرشده در شکل ۱۶ نشان داده شده است.



شکل (۱۶): تغییرات ضریب درگ برحسب زاویه حمله در سه حالت case0، case1، S\_t6

حل جریان نموده و خطوط جریان در اطراف هندسه‌های طراحی‌شده برای بهبود جدایش جریان در شکل ۱۴ نشان داده شده است.



شکل (۱۴): خطوط جریان اطراف هندسه‌های بهبودیافته در رینولدز ۱۰۰۰۰۰۰ و زاویه حمله ۱۶/۲۲ درجه

همانند روش بیان‌شده در شکل ۱۱ نقطه جدایش جریان برای این حالت‌ها به‌دست آمده است که مطابق جدول ۴ برخی تغییرات موجب بهبود و برخی موجب تخریب جدایش شده است. برای حالت S\_t6 که دهانه شیار سینوسی نوع دوم (S\_t2) برابر ۳٪ و عمق آن برابر ۵٪ C در نظر گرفته شده است و در محل  $X/C=0.185$  قرار گرفته است، جدایش جریان به کل حذف می‌شود و به تبع آن ضریب برا تا مقدار ۲/۵۴ افزایش یافته است. مقادیر نقطه جدایش و ضریب برا برای این حالت‌ها در جدول ۴ آورده شده است.

جدول (۴): نقطه جدایش و ضریب برا در هندسه‌های بهبودیافته در رینولدز ۱۰<sup>۶</sup> و زاویه حمله ۱۶/۲۲ درجه

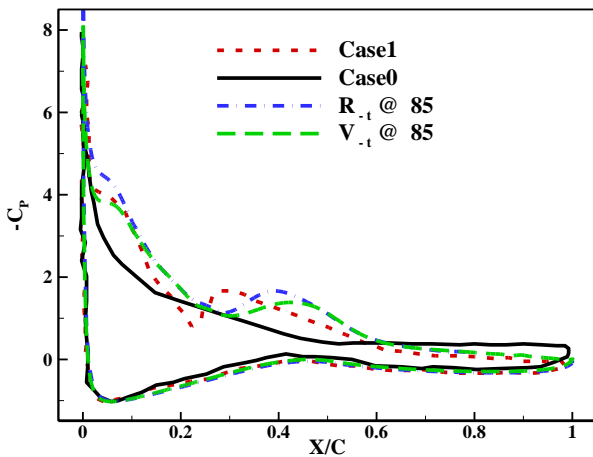
	S_t3	S_t4	S_t5	S_t6
Separation point (X/C)	۰/۹۲	۰/۷۳	۰/۵۶	۱
Lift coefficient	۲/۴۸	۲/۳	۲/۰۷	۲/۵۴

### ۱۰- بررسی راندمان آیرودینامیکی

توان تولیدی توربین باد به عملکرد آیرودینامیکی آن وابسته است. در توربین‌های محور افقی عامل اصلی ایجاد گشتاور و توان، نیروی لیفت می‌باشد و از طرفی قسمت‌های میانی و

بخش زیادی از نیروی لیف ایجاد شده در قسمت جلویی ایرفویل ایجاد می شود که میدان سرعت در اثر نیروی های لزج هنوز ضعیف نشده است و به عبارتی قابلیت بالایی در ایجاد اختلاف فشار با سطح مقابل را دارد و به همین علت قسمت های ابتدایی نمودارهای ضریب فشار معمولاً ضخیم تر هستند و اختلاف فشار زیادی را نشان می دهند.

نمودار ضریب فشار برای حالت های مختلف حفره های طراحی شده در مقایسه با ضریب فشار case 0 و case 1 در شکل ۱۷، شکل ۱۸ و شکل ۱۹ نشان داده شده است.



شکل (۱۷): مقایسه ضریب فشار حالت case 0 و case 1 با حالت های مختلف (الف)

همان طور که از روی شکل نیز مشخص است، با اضافه شدن نیم پره (Case 1)، در اثر به تعویق افتادن جدایش، ضریب فشار در سطح بالای ایرفویل افزایش یافته است (خط چین قرمز رنگ بالاتر از خط مشکی) و در نتیجه اختلاف فشار بین سطوح نیز زیاد شده است که در شکل ۱۳ نیز، افزایش ضریب لیفت متناسب با این تغییر قابل مشاهده است. برای حالت های دیگر که حفره نیز با نیم پره ترکیب شده است، مشاهده می شود که نسبت به حالت بدون حفره (Case 1) و حالت اولیه (Case 0) نمودار ضریب فشار از نقاط بالاتری در اکثر نواحی سطح مکش عبور کرده است و میزان این افزایش وابسته به مقدار تعویق جدایش رفتارهای متفاوتی از خود نشان می دهد. ادامه مقایسه ضریب فشار در نمودار شکل ۱۸ آمده است.

مشاهده می شود که با اضافه کردن نیم پره و نیز ترکیب آن با حفره، ضریب درگ نیز افزایش پیدا کرده است که می تواند در اثر مغشوش شدن بیشتر لایه مرزی و افزایش درگ اصطکاکی باشد. با این حال ذکر این نکته ضروری است که افزایش ضریب درگ در توربین های محور افقی برخلاف هواپیما که موجب افزایش مصرف سوخت می شود، هزینه کمتری را تحمیل می کند که مربوط به قسمت سازه های توربین است و عمدتاً در راستای محور چرخش توربین اعمال می شود [۲۳]. بنابراین با توجه به اهمیت کمتر ضریب درگ نسبت به ضریب لیفت و جدایش جریان در توربین های بادی محور افقی، و همچنین ضرورت به تعویق انداختن جدایش جریان در قسمت های میانی و ریشه پره ها می توان نتیجه گرفت که در حالت کلی راندمان آیرودینامیکی توربین افزایش پیدا کرده است.

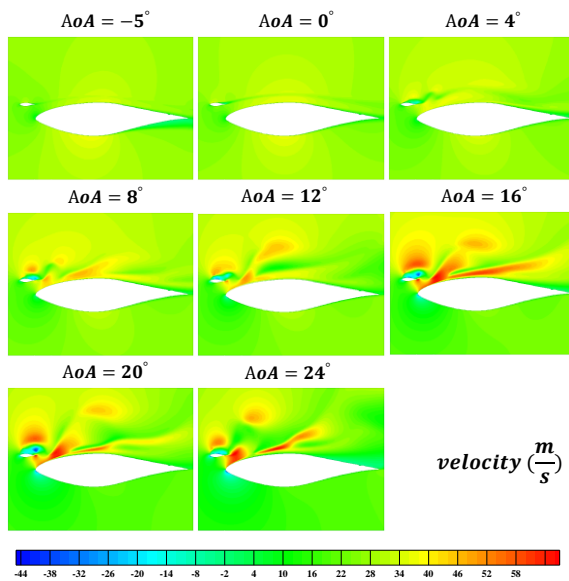
## ۱۱- بررسی ضریب فشار

یکی از اعداد بی بعد که به صورت رایج در آیرودینامیک مورد استفاده قرار می گیرد ضریب فشار است. این پارامتر، فشار را در سطح یک جسم آیرودینامیکی بیان می کند و مطابق با رابطه زیر محاسبه می شود.

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (5)$$

در این رابطه مخرج کسر یک مقدار ثابت هم واحد فشار است و برای بی بعد کردن رابطه استفاده می شود و صورت کسر اختلاف فشار سطح با جریان آزاد را نشان می دهد. نیروی لیفت ایجاد شده در اثر عبور جریان از روی ایرفویل، ارتباط مستقیم با توزیع فشار در سطح بالا (سطح مکش) و سطح پایین (سطح فشار) دارد. به طوری که هرچه فشار در سطح مکش کاهش یافته و در سطح فشار افزایش یابد و به عبارتی اختلاف فشار بین سطوح بالا و پایین افزایش یابد، نیروی لیفت نیز متناسب با آن افزایش می یابد. با رخ دادن جدایش در سطح بالای ایرفویل، گرادیان فشار معکوس شده و در ناحیه جدایش گردابه هایی تشکیل می شود که موجب به هم خوردن عملکرد شکل آیرودینامیکی ایرفویل می شود. بنابراین اختلاف فشار مورد انتظار در سطوح ایرفویل شکل نمی گیرد و نیروی لیفت کاهش می یابد. قابل ذکر است که

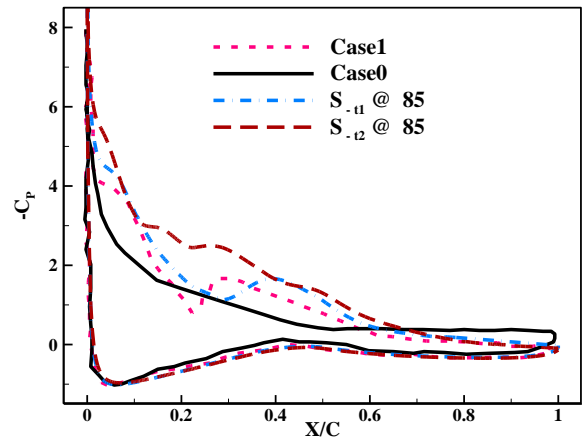
حالت ( $S_{t6}$ ) که در آن جدایش بیشترین مقدار تعویق را داشته است، اختلاف بیشتری با ضریب فشار سطح زیرین ایرفویل دارد. با دقت در نمودارهای ضریب فشار مشاهده می‌شود در مواردی که نیم‌پره اضافه شده است، برآمدگی‌هایی در فاصله ۰/۳ تا ۰/۶ طول بی‌بعد بر روی نمودار ضریب فشار شکل گرفته است که با توجه به توزیع سرعت و مطابق توضیحات ارائه‌شده در پژوهش وانگ و همکاران، به علت انحراف جریان ممنوم بالا به سمت لایه مرزی و افزایش نوسانات سرعت در آن ناحیه می‌باشد [۶]. در واقع با اضافه کردن نیم‌پره، بخشی از جریان سرعت بالا به سمت سطح مکش ایرفویل هدایت می‌شود و نوسانات فشار و سرعت را در آن نواحی ایجاد می‌کند که تأثیرات آن در نمودار ضریب فشار دیده می‌شود. توزیع سرعت برای بهترین شیار انتخاب‌شده در زاویه حمله‌های مختلف، در شکل ۲۰ مشاهده می‌شود.



شکل (۲۰): توزیع سرعت اطراف ایرفویل با بهترین شیار انتخاب‌شده در  $Re = 1e + 6$  و زوایای حمله مختلف

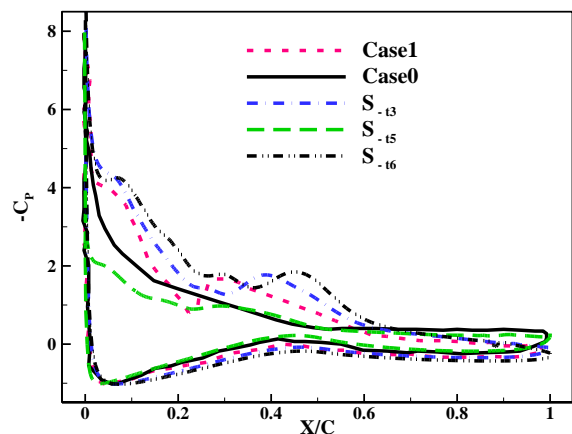
### ۱۰- نتیجه‌گیری

در این تحقیق به بررسی اثر ترکیب هم‌زمان نیم‌پره و شیارهای طولی در تعویق جدایش جریان پرداخته شد و چهار نوع شیار مختلف مورد بررسی قرار گرفت. شبیه‌سازی آیرودینامیکی انجام‌شده بر اساس جریان پایای عبوری از روی ایرفویل NREL S809 و روش حل به‌صورت عددی و



شکل (۱۸): مقایسه ضریب فشار حالت case 1 و case 0 با حالت‌های مختلف (ب)

با توضیحاتی که روی شکل قبلی ارائه شد، در این شکل نیز تغییرات ضریب فشار در اثر به تعویق افتادن جریان مشهود است و این تأثیر مخصوصاً برای حالت ( $S_{t2} @ 85$ ) به خوبی قابل مشاهده است که ضریب فشار سطح مکش آن در اثر به تعویق افتادن جریان از نقاط بسیار بالاتری عبور کرده است و اختلاف زیاد بین خطوط بالا و پایین ضریب فشار، نشان‌دهنده افزایش ضریب لیفت در این حالت است. در ادامه آخرین نمودار از نمودارهای مقایسه ضریب فشار در شکل ۱۹ آمده است.



شکل (۱۹): مقایسه ضریب فشار حالت case 1 و case 0 با حالت‌های مختلف (ج)

در آخرین نمودار مقایسه‌ای که حفره‌های اصلاح‌شده با حالت‌های اولیه مقایسه شده‌اند، افزایش ضریب فشار در سطح بالایی ایرفویل به خوبی قابل مشاهده است و نمودار

5. Feng, J., Lin, Y., Zhu, G. and Luo, X. "Effect of Synthetic Jet Parameters on Flow Control of an Airfoil at High Reynolds Number", *Sadhana - Acad. Proc. Eng. Sci.*, Vol. 44, no. 8, pp. 9-12, 2019.
6. Wang, H., Jiang, X., Chao, Y., Li, Q., Li, M., Zheng, W. and Chen, T. "Effects of Leading-Edge Slat on Flow Separation and Aerodynamic Performance of Wind Turbine", *Energy*, Vol. 182, pp. 988-998, 2019, doi: 10.1016/j.energy.2019.06.096.
7. Chen, T., Jiang, X., Wang, H., Li, Q., Li, M. and Wu, Z. "Investigation of Leading-Edge Slat on Aerodynamic Performance of Wind Turbine Blade", *Proc. Inst. Mech. Eng. Part C., J. Mech. Eng. Sci.*, Vol. 0, no. 0, pp. 1-15, 2020.
8. James, S., Suryan, A., Sebastian, J., and Mohan, A. H. K.-C. "Comparative Study of Boundary Layer Control Around an Ordinary Airfoil and a High Lift Airfoil with Secondary Blowing", *Computers & Fluids*, Vol. 164, No. 0045-7930, pp. 50-63, 2018.
9. Wang, H., Zhang, B., Qiu, Q. and Xu, X. "Flow Control on the NREL S809 Wind Turbine Airfoil Using Vortex Generators", *Energy*, Vol. 118, no. 0360-5442, pp. 1210-1221, 2017.
10. Zhong, J., Li, J., Guo, P. and Wang, Y. "Dynamic Stall Control on a Vertical Axis Wind Turbine Airfoil Using Leading-Edge Rod", *Energy*, Vol. 174, no. 0360-5442, pp. 246-260, 2019.
11. Hao, L. S. and Gao, Y. W. "Effect of Gurney Flap Geometry on a S809 Airfoil", *Int. J. Aerosp. Eng.*, Vol. 2019, pp. 1687-5966, DOI:10.1155/2019/9875968
12. Belamadi, R., Djemili, A., Ilinca, A. and Mdouki, R. "Aerodynamic performance analysis of slotted airfoils for application to wind turbine blades", *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, Vol. 2019, no. 2019, pp. 1687-5966,
13. Moshfeghi, M., Shams, Sh., Ramezani M. and Hur, N.K. "Effect of Split on Flow Separation Reduction of Wind Turbine Airfoil Using DES Turbulence Model", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 20, no. 2, pp. 381-390, 2020, (In Persian).
14. Xie, Y., Chen, J., Qu, H., Xie, G., Zhang, D. and Moshfeghi, M. "Numerical and Experimental Investigation on the Flow Separation Control of S809 Airfoil with Slot", *Math. Probl. Eng.*, Vol. 2013, No. 301748, 2013..
15. Beyhaghi, S. and Amano, R. S. "Improvement of Aerodynamic Performance of Cambered Airfoils Using Leading-Edge Slots", *J. Energy Resour. Technol.*, Vol. 139, no. 5, pp. 12-16, 2017.

با استفاده از شبکه با سازمان توسط نرم افزار انسیس فلونت انجام شد. در تمامی حالت‌های مورد بررسی از شبکه محاسباتی با سازمان در کل فضا و لایه مرزی روی سطوح ایرفویل استفاده شد. با هدف قرار دادن تعویق و یا حذف جدایش جریان به منظور بهبود ضرایب آئرو دینامیکی، مشاهده گردید که:

- در عدد رینولدز  $10^6$  با افزودن نیم پره، در زاویه حمله  $16/22$  درجه، جدایش از  $X/C = 0/47$  تا  $X/C = 0/67$  به تعویق می افتد و ضریب برا از  $1/17$  تا مقدار  $1/92$  و به میزان  $64\%$  افزایش می یابد.

- با بررسی چندین نوع شیار طولی در لبه فرار ایرفویل مشاهده گردید که نوعی شیار سینوسی شکل با  $45$  درجه تقدم فاز بهترین کارایی را دارد و با انجام بررسی‌های مختلف روی مقادیر دهانه، عمق و محل شیار سینوسی، مناسب ترین مقادیر پارامترهای متغیر با مقدار دهانه  $3\%$  وتر، عمق  $0/15$  وتر و محل  $X/C = 0/85$  به دست آمد که با حذف کامل جدایش جریان ضریب برا تا مقدار  $2/54$  و به میزان  $117\%$  افزایش می یابد.

## ۱۱- مراجع

1. Willert, C.E., Cuvier, C., Foucaut, J.M., Klinner, J., Stanislas, M., Laval, J.P., Srinath, S., Soria, J., Amili, O., Atkinson, C. and Kähler, C.J. "Experimental Evidence of Near-wall Reverse Flow Events in a Zero Pressure Gradient Turbulent Boundary Layer", *Exp. Therm. Fluid Sci.*, Vol. 91, pp. 320-328, 2018.
2. Berg, Dale E. and Johnson, Scott J. (University of California, Davis, CA) "Active Load Control Techniques for Wind Turbines", Report, July 1, 2008; United States. (<https://digital.library.unt.edu/ark:/67531/metadc895537/>; accessed August 25, 2021), University of North Texas Libraries,
3. Martinstetter, M. and Niehuis "Passive Boundary Layer Control on a Highly Loaded Low Pressure Turbine Cascade", *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, Vol. 44021, No. GT2010-22739, pp. 1315-1326, 2010.
4. Yen, J. and Ahmed, N. A. "Enhancing Vertical Axis Wind Turbine By Dynamic Stall Control Using Synthetic Jets", *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, Vol. 114, no. 0167-6105, pp. 12-17, 2013.

20. Gladwell, I. "Boundary Value Problem", Scholarpedia, Vol. 3, no. 1, pp. 2853, 2008.
21. Somers, D. M. "Design and Experimental Results for the S809 Airfoil", National Renewable Energy Lab., Golden, CO (United States), p. 104, 1997.
22. fallahzadeh, M. "Numerical Study of Camber Effect on the Aerodynamic Performance of Corrugated Airfoils", M.Sc. Thesis, Shiraz University of Technology Department of Mechanical and Aerospace Engineering, 2014.
23. Moshfeghi, M., Shams, S., Ramezani, M. and Hur, N. "Effect of Split on Flow Separation Reduction of Wind Turbine Airfoil Using DES Turbulence Model", Modares Mech. Eng., Vol. 20, no. 2, pp. 381-390, 2020.
16. Beyhaghi, S. and Amano, R. S. "A Parametric Study on Leading-Edge Slots Used on Wind Turbine Airfoils at Various Angles of Attack", J. Wind Eng. Ind. Aerodyn., Vol. 175, no. 0167-6105, pp. 43-52, 2018.
17. Akbarzadeh, M. and Birouk, M. "Near-Field Characteristics of a Rectangular Jet and Its Effect on the Liftoff of Turbulent Methane Flame", J. Eng. Gas Turbines Power, Vol. 137, no. 8, pp. 1-8, 2015.
18. Sanieinejad, M. "Fundamentals of Turbulent Flows and Their Modeling", Publisher: Danesh Negar, Isbn. 978-964-2927-35-7 pp. 728-740, Iran, 2017.
19. Heidarinejad, Gh. "An Introduction to Turbulence", Publisher: Tarbiat Modares University, Isbn. 60075897062010, pp. 145-196, Iran, 2018.