


## Numerical investigation of the effect of synthetic jet, its position and number on the aerodynamic coefficients of the airfoil wing of a maneuverable aircraft

A. Sharafi<sup>1</sup> R. khaki<sup>\*2</sup> R. Hassanvand<sup>3</sup> 

Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology, Tehran, Iran.

(Received: 2024/04/08, Revised: 2024/06/17, Accepted: 2024/07/06, Published: 2024/07/22)




DOR: <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1403.13.1.11.7>

### ABSTRACT

In this study, the effect of single and double synthetic jet actuators on the aerodynamic efficiency of the airfoil wing of a maneuverable aircraft has been numerically investigated using fluent software. The flow around the airfoil has been solved using the turbulent unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with  $k-\epsilon$  Turbulence model in Fluent software. Investigations have been carried out at a Mach number of 0.15 (corresponding to a Reynolds number of two million) and at angles of attack from 0 to 19 degrees. The grid with 106469 elements is organized so that the  $y+$  parameter on the airfoil boundary is in order 1 to discretize the computational domain. In these investigations, the single and double synthetic jet actuators are placed in different positions on the upper surface of the airfoil to obtain the most suitable position in terms of the best aerodynamic efficiency. The results of this numerical study showed that for a single synthetic jet, the highest aerodynamic efficiency value of the synthetic is in the 8.63% chord from the airfoil leading edge. Because in this position, the size of the separation bubble on the airfoil becomes smaller. Also, for the double synthetic jet, the highest aerodynamic efficiency is obtained in the synthetic jet positions of 8.63% and 12% chord from the airfoil leading edge. The highest percentage increase in single jet mode is 23.72%, and in double jet mode, it is 27.4%.

**Keywords:** Flow Separation, Synthetic Jet, Aerodynamics Efficiency, Numerical Study, Control Flow

## بررسی عددی اثر جت مصنوعی، موقعیت و تعداد آن بر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل بال یک هواپیمای مانورپذیر

رضا حسنونند<sup>۳</sup> رضا خاکی<sup>\*۲</sup> احمد شرفی<sup>۱</sup> 

دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

(دریافت: ۱۴۰۳/۰۱/۲۰، بازنگری: ۱۴۰۳/۰۳/۲۸، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۴/۱۶، انتشار: ۱۴۰۳/۰۵/۰۱)

### چکیده

در این مطالعه به بررسی عددی اثر محرک جت مصنوعی تکی و دوگانه بر راندمان آیرودینامیکی ایرفویل بال یک هواپیمای مانورپذیر با استفاده از نرم‌افزار فلونت پرداخته شده است. جریان حول ایرفویل، با استفاده از معادلات ناویر - استوکس رینولدز متوسط ناپایای آشفتگی با مدل آشفتگی کا - اپسیلون حل شده است. بررسی عددی در عدد ماخ ۰/۱۵ (متناظر با عدد رینولدز دو میلیون) و در زوایای حمله صفر تا ۱۹ درجه انجام شده است. برای گسسته‌سازی دامنه محاسباتی از شبکه‌بندی با سازمان با ۱۰۶۴۶۹ المان استفاده شده است. در این بررسی محرک جت مصنوعی تک و دوگانه در موقعیت‌های مختلف روی سطح بالایی ایرفویل قرار گرفته تا مناسب‌ترین موقعیت از لحاظ بهترین راندمان آیرودینامیکی به دست آید. نتایج این بررسی عددی نشان داد که برای جت مصنوعی تکی بیشترین مقدار راندمان آیرودینامیکی مربوط به جت مصنوعی قرار گرفته در موقعیت ۸/۶۳ درصدی طول وتر از لبه حمله ایرفویل است. زیرا در این موقعیت اندازه حباب جدایش بر روی ایرفویل کوچک‌تر می‌شود. همچنین برای جت مصنوعی دوگانه بیشترین راندمان آیرودینامیکی در موقعیت‌های جت مصنوعی ۸/۶۳٪ و ۱۲٪ وتر به دست می‌آید. همچنین بیشترین درصد افزایش راندمان آیرودینامیکی در حالت جت تکی ۲۳/۷۲ درصد و در حالت جت دو تایی ۲۷/۴ درصد است.

**واژه‌های کلیدی:** جدایش جریان، جت مصنوعی، بازده آیرودینامیکی، بررسی عددی، کنترل جریان

۱- پژوهشگر: sharafi@ssau.ac.ir

۲- دانشیار (نویسنده پاسخگو): Reza\_khaki@yahoo.com

۳- کارشناسی ارشد: hasanvand.reza1@gmail.com

## فهرست علائم و اختصارات

$C_L$	ضریب برآ
$C_D$	ضریب پسا
$C_M$	ضریب گشتاور پیچشی
$\bar{f}$	نیروهای حجمی متوسط، N
$\bar{p}$	فشار متوسط، Pas
$\bar{q}$	چگالی توان متوسط، $\text{kg/m}^3$
Re	عدد رینولدز جریان
SJA	عملگر جت مصنوعی
$\bar{u}$	بردار سرعت متوسط، m/s

## علائم یونانی

$\alpha$	زاویه حمله، Deg
$\eta$	راندمان آیرودینامیکی
$\bar{\tau}$	تانسور تبدیل گرادیان سرعت متوسط
$\bar{\rho}$	چگالی متوسط، $\text{kg/m}^3$

## ۱- مقدمه

روش‌های کنترل جریان باعث به تأخیرافتادن پدیده جدایش جریان شده و سبب کاهش پدیده جریان برگشتی در محدوده جدایش جریان و بهبود بازده آیرودینامیکی و در نتیجه بهبود کارایی وسیله پرنده می‌گردند. کنترل جریان به‌عنوان راه‌حلی برای تغییر ویژگی‌های میدان جریان باهدف بهینه‌کردن رفتار میدان تعریف می‌شود. گد - ال - هک [۱]، اهداف کنترل جریان را شامل به تأخیرانداختن یا تسریع گذار از رژیم آرام به آشفته، جلوگیری یا ایجاد جدایش و سرکوب یا افزایش آشفتگی می‌داند. مزایای مهم کنترل جریان عبارت‌اند از: کاهش نیروی پسا، افزایش نیروی برآ، افزایش اختلاط و همچنین جلوگیری از افزایش سروصدا.

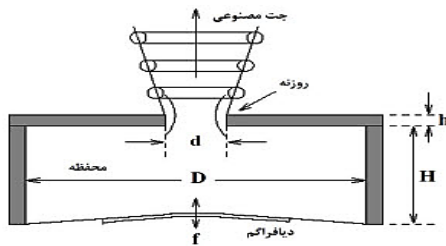
روش‌های کنترل جریان بر روی بال هواپیما به دو گروه اصلی کنترل فعال جریان و کنترل غیرفعال جریان طبقه‌بندی می‌شوند. در گذشته، بیشتر از شیوه‌های غیرفعال نظیر اصلاح شکل هندسی [۲ و ۳]، ایجاد مانع، نصب

تولیدکننده‌های گردابه [۴ و ۵]، ریلتها [۶]، ایجاد شیار روی بدنه تجهیزات [۷] به‌منظور تغییر گرادبان فشار و در نتیجه تأخیر و جلوگیری از جدایش جریان روی سطح جسم، استفاده می‌شد. در مقابل، روش‌های کنترل فعال به روش‌هایی گفته می‌شود که برای انجام وظیفه اصلاح گرادبان فشار، به توان اضافی نیاز دارند که توسط یک واحد پیش‌رانه تولید می‌شود. به‌عنوان نمونه برای شیوه‌های کنترل فعال می‌توان از مکش و دمش [۸] و دمش و مکش هم‌زمان سیال روی سطح جسم [۹]، ایرفویل نوسانی [۱۰ و ۱۱]، عملگر پلازما [۱۲]، جت مصنوعی و... نام برد.

کنترل جدایش جریان با استفاده از عملگر جت مصنوعی در دهه‌های اخیر مورد توجه محققین قرار گرفته است. جت‌های مصنوعی با مکش و دمش در لایه مرزی سروکار دارند. به‌کارگیری جت‌های مصنوعی در مجاورت لایه مرزی، باعث افزودن انرژی به جریان و در نتیجه غلبه بر گرادبان فشار نامطلوب می‌شود که با این کار جدایش جریان به تأخیر می‌افتد. جت مصنوعی، روشی نوین برای کنترل جریان فعال است که شامل وسیله‌ای با شار جرمی صفر هست که به‌صورت متناوب بر اساس فرکانس ورودی، عمل مکش و دمش جریان از یک دهانه کوچک را انجام می‌دهد. دمش و مکش جت توسط پیستون نوسانی که درون محفظه کار گذاشته شده اعمال می‌شود. عملکرد و بازده جت تولیدشده به پارامترهای مختلفی از قبیل فرکانس، دامنه و مکان تحریک بستگی دارد. عملگر جت مصنوعی برای کاربردهای آیرودینامیکی از قبیل به تأخیرانداختن واماندگی، افزایش نیروی برآی بال‌هایی با ابعاد کوچک، تغییر برآی وسایل پرنده و... کاربرد دارند. جت مصنوعی از راه روزه و با استفاده از حرکت نوسانی دیافراگم شکل می‌گیرد. روش‌های مختلفی به‌منظور ایجاد حرکت پالسی دیافراگم در عملگرهای جت مصنوعی استفاده می‌شود. امواج صوتی، عملگرهای پیزوالکتریکی و یا سیستم سیلندر پیستون می‌توانند به‌عنوان محرک جت مصنوعی استفاده شوند.

اولین توصیف دستگاه مشابه محرک جت مصنوعی توسط اینگارد<sup>۱</sup> ارائه شد [۱۳]. محرک‌های شار جرم به

<sup>۱</sup> KU. Ingard



شکل ۱: شماتیک عملگر جت مصنوعی و نحوه تولید جت مصنوعی و پارمترهای مؤثر بر آن [۱۴].

در طول دو دهه اخیر پژوهشگران برای مطالعه میزان اثربخشی محرک‌های جت مصنوعی در کنترل جریان از نمونه‌های مختلفی در کارهای تحقیقاتی خود استفاده کرده‌اند که در جدول ۱ به نمونه‌هایی از این تحقیقات اشاره می‌شود.

طورگسترده‌ای برای انواع روش‌های کنترل جریان استفاده می‌شود. این محرک‌ها برای کار به انرژی کم نیاز دارند که دارای اندازه آنها کوچک، وزن کم و هزینه کمی هستند و در صورت لزوم می‌توانند به راحتی در سطح جسم ادغام شوند. عملگر جت مصنوعی متداول شامل محفظه‌ای است که در قسمت بالای آن روزنه کوچکی وجود دارد و سیال از راه این روزنه آزادانه جریان دارد. جریان داخل محفظه توسط پیستون نوسانی یا دیافراگم ارتعاشی هدایت می‌شود. نوسان تناوبی دیافراگم، باعث ایجاد نوسان‌های میدان فشار در محفظه و روزنه خروجی می‌شود. از ارتعاش دیافراگم، جت مصنوعی شکل می‌گیرد که منشأ آن روزنه خروجی عملگر است [۱۴]. در شکل ۱ شماتیک عملگر جت مصنوعی و نحوه تولید جت نشان داده شده است.

جدول (۱): بررسی پیشینه تحقیق و پژوهش‌ها در زمینه عملگر جت مصنوعی

مرجع	روش بررسی	موضوع تحقیق	فرضیات و محدودیت‌ها	دستاوردها
مایر <sup>۱</sup> [۱۵]۲۰۰۵	تجربی	کنترل ویژگی‌های آیرودینامیکی یک بال با استفاده از جت مصنوعی	قرارگیری جت مصنوعی در دو موقعیت جداگانه لبه حمله و لبه فرار بال	تأخیر در شروع واماندگی بال با استفاده از جت مصنوعی لبه حمله و از بین بردن جدایش جریان تا زاویه حمله ۲۵ درجه همچنین اصلاح گشتاور بالابر با استفاده از جت مصنوعی لبه فرار در زاویه حمله پایین
دونلا <sup>۲</sup> و همکارانش [۱۶]۲۰۰۷	شبیه‌سازی، تجربی و عددی	بررسی کنترل آیرودینامیک بر روی یک بال هواپیما با استفاده از جت مصنوعی		تأخیر در جدایش جریان، بازآرایی خطوط جریان حول ایرفویل و تغییر بارهای آیرودینامیکی
دورانی <sup>۳</sup> و همکارانش [۱۷]۲۰۱۱	عددی	اثر جت مصنوعی روی تأخیر در واماندگی یک ایرفویل	بررسی کیفیت جریان و واماندگی ایرفویل در چهار موقعیت مختلف جت مصنوعی در روی ایرفویل و در ناحیه بعد از واماندگی	بهبود معقولی در عملکرد آیرودینامیکی به واسطه‌ی افزایش نیروی برآ
سیفتسی <sup>۴</sup> [۱۸]۲۰۱۴	عددی	اثر جت مصنوعی بر روی یک ایرفویل بالزن <sup>۵</sup>	بررسی پارمترهای جت در زوایای حمله و اعداد رینولدز مختلف با حل معادلات ناویر - استوکس به صورت پایا و ناپایا با استفاده از مدل آشفتگی k- $\omega$ SST	تأخیر در جدایش جریان، افزایش قابل توجه راندمان آیرودینامیکی در زوایای حمله واماندگی، تأثیر کم جت بر جریان‌های چسبیده به سطح، استفاده از شرایط جریان ناپایا برای حالت معلق <sup>۶</sup>
منتظر <sup>۷</sup> و همکارانش [۱۹]۲۰۱۶	عددی	بهینه‌سازی پارمترهای جت مصنوعی در کنترل جریان اطراف ایرفویل	بررسی در زوایای حمله واماندگی و پس از واماندگی برای رسیدن به حداکثر عملکرد آیرودینامیکی، متغیرهای بهینه‌سازی فرکانس، طول شکاف و مکان جت	مؤثر بودن جت مصنوعی در زوایای حمله پس واماندگی، افزایش ۶۶ درصدی راندمان آیرودینامیکی

<sup>1</sup> Adam Cole Miller

<sup>2</sup> K.O' Donnell

<sup>3</sup> N. Durrani

<sup>4</sup> Meltem Ciftci

<sup>5</sup> Flapping Airfoil

<sup>6</sup> Hover

<sup>7</sup> E Montazer

مرجع	روش بررسی	موضوع تحقیق	فرضیات و محدودیت‌ها	دستاوردها
ازاوی <sup>۱</sup> [۲۰]۲۰۱۶	عددی	کنترل جدایش جریان و ناحیه گردش مجدد جریان در پشت یک مدل "پشته" محدب <sup>۲</sup>	کاهش طول جدایش و عرض جریان معکوس در یک مدل پشته محدب	تأخیر در جدایش جریان، استخراج دستورات عمل‌های مفید در مورد تأثیر پارامترهای هندسی و عملیاتی بر طراحی جت مصنوعی
دهالان <sup>۳</sup> [۲۱]۲۰۱۷	تجربی	اثر بخشی جت مصنوعی برای کنترل جدایش جریان روی یک ایرفویل	بررسی سیگنال، شکل موج، فرکانس، ولتاژ، حفره و مشخصات فیزیکی روزنه، طراحی جت مصنوعی برای دستیابی به بهترین عملکرد	افزایش زوایای حداکثر ضریب برآ و واماندگی
تانگ <sup>۴</sup> و همکارانش [۲۲]۲۰۱۸	عددی	کنترل جدایش جریان روی ایرفویل بزرگ	شبیه‌سازی میدان جریان حل‌کننده رنس ناپایا و مدل آشفتگی k- $\omega$ SST	تأثیر جریان جت بر فرکانس میدان‌های جریان جدا شده، از بین بردن جدایش جریان، کوپل کردن یک الگوریتم ژنتیک با حل‌کننده تحلیل جریان برای بهینه‌سازی پارامترهای کنترل (دامنه سرعت، فرکانس، زاویه نسبت به دیوار)، بهبود قابل توجهی در بازده کنترل، افزایش حداکثر نیروی برآ و تعویق زاویه واماندگی ایرفویل
شکرگزار عباسی <sup>۵</sup> و همکارانش [۲۳]۲۰۲۱	عددی	اثر جت مصنوعی بر کنترل واماندگی دینامیکی یک ایرفویل	جریان ناپایا و مغشوش به همراه حل معادلات ناویر - استوکس به صورت دوبعدی تراکم‌ناپذیر مغشوش بر اساس روش رو مرتبه دوم در زوایای حمله مختلف	کنترل یا حذف واماندگی دینامیکی ایرفویل
فنگ <sup>۶</sup> و همکارانش [۲۴]۲۰۱۹	عددی	اثر پارامترهای جت مصنوعی بر کنترل جریان یک ایرفویل در اعداد رینولدز بالا	پیش‌بینی ساختار جریان و عملکرد ایرفویل، مقایسه مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل در حالت بدون و با جت مصنوعی در زوایای مختلف حمله، بهینه‌سازی پارامترهای اصلی جت مصنوعی برای استفاده از جت‌های دوتایی	حذف یا کاهش شدید جدایش جریان در زوایای حمله بالا، افزایش راندمان آیرودینامیکی در شرایط بحرانی، شرایط واماندگی شدید و شرایط واماندگی کامل
هاسگاوا <sup>۷</sup> و همکارانش [۲۵]۲۰۱۸	تجربی	استفاده از سیستم جت مصنوعی برای کنترل واماندگی روی ایرفویل	محاسبه شرایط جریان (واماندگی و بدون واماندگی) با استفاده از دو سوراخ فشار ساکن روی سطح بالایی ایرفویل تنها	افزایش حداکثر ضریب برآ و زاویه واماندگی و از بین بردن واماندگی روی ایرفویل و افزایش عملکرد آیرودینامیکی
لیو <sup>۸</sup> و همکارانش [۲۶]۲۰۲۰	عددی	کنترل جدایش جریان روی یک ایرفویل	استفاده از جت مصنوعی برای افزودن ممنتوم، افزودن ممنتوم در دو مرحله دمش و مکش، تعیین ضریب ممنتوم مورد نیاز و همچنین زاویه تزریق جت مصنوعی در جلوی نقطه جدایش و تأثیر مکان تحریک به‌عنوان یک پارامتر بهینه‌سازی	از بین بردن جدایش جریان روی برای ایرفویل، بررسی اثر ضریب ممنتوم در تمامی زوایای حمله قبل و بعد از واماندگی و همچنین زاویه حمله واماندگی شدید
اریک یانگ <sup>۹</sup> [۲۷]۲۰۲۱	تجربی	اثرات کنترل جریان توسط یک جت مصنوعی دارای با ضریب منطری بالا بر روی جریان حول ایرفویل	آشکار سازی نقش ساختارهای جت در تأخیر جدایش جریان	ایجاد و تکامل ساختارهای جت مصنوعی، انتقال به ساختارهای سه‌بعدی شده توسط ساختارهای القاشده توسط جت مصنوعی قبل از ناپایداری به‌عنوان گردابه غلثشی و تأخیر در جدایش جریان

<sup>1</sup> Itimad Dawood Jumaah Azzawi

<sup>2</sup> Convex Hump

<sup>3</sup> Md Nizam Bin Dahalan

<sup>4</sup> Z. L. Tang

<sup>5</sup> A. Shokrgozar Abbasi

<sup>6</sup> Jianjun Feng

<sup>7</sup> Hiroaki Hasegawa

<sup>8</sup> Zhiyong Liu

<sup>9</sup> Eric Yang

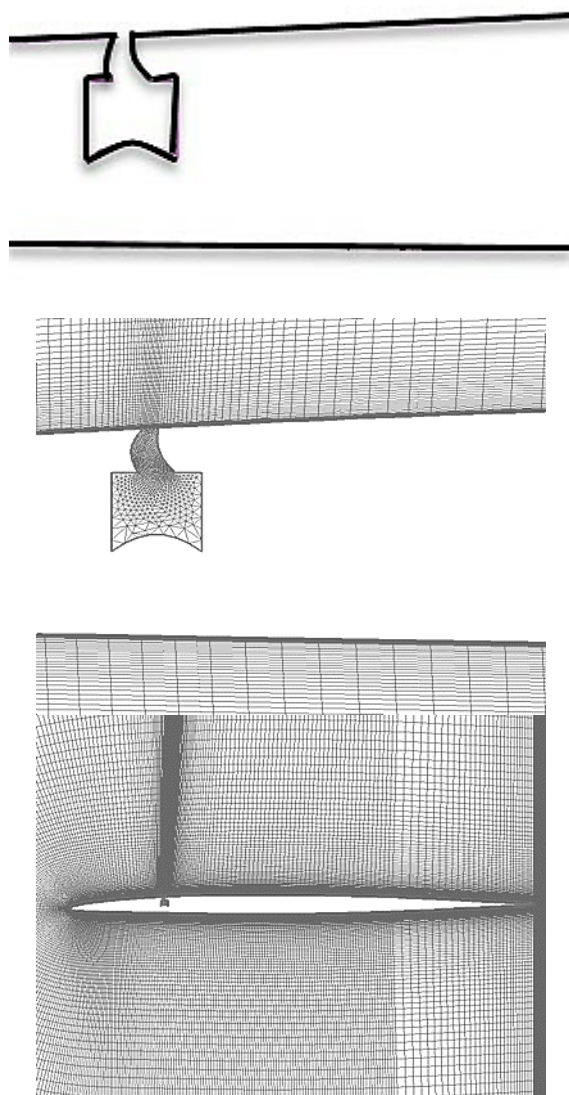
مرجع	روش بررسی	موضوع تحقیق	فرضیات و محدودیت‌ها	دستاوردها
ژاو <sup>۱</sup> و همکارانش [۲۸]۲۰۲۲	تجربی	اثرات کنترلی جت مصنوعی بر مشخصه‌های واماندگی یک ایرفویل	اندازه‌گیری نیروهای آیرودینامیکی، میدان سرعت حول ایرفویل و پروفیل‌های سرعت در لایه‌مرزی	تأثیر زاویه شیب جت مصنوعی بر جریان در لایه‌مرزی و نیروهای آیرودینامیکی، شتاب سرعت جریان در لایه‌مرزی با تزریق انرژی به آن، اثرات کنترلی بهتر بر تأخیر واماندگی ایرفویل
نجفی و همکارانش [۲۹]۲۰۲۲	عددی	به تعویق انداختن واماندگی و افزایش عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل مافوق بحرانی	شبیه‌سازی عددی حرکت دیافراگم و جریان خروجی حاصل از عملگر جت مصنوعی، حل معادلات ناویر - استوکس در شرایط جریان آشفته و ناپایا در محدوده جریان زیر صوت، تأثیر عملگر جت مصنوعی در به تأخیر انداختن جدایش ناحیه واماندگی و افزایش عملکرد آیرودینامیکی، مطالعه محل قرارگیری عملگر روی ایرفویل برای شناسایی مکان بهینه	تولید ضریب برآی بیشتر نسبت به بیشینه ضریب برآ در حالت غیر کنترلی در همه زوایای حمله، کاهش ضریب پسا نسبت به حالت غیر کنترلی
نجفی و همکارانش [۳۰]۲۰۲۲	عددی	اثر فرکانس تحریک جت مصنوعی بر کنترل جریان جدا شده روی ایرفویل فوق‌بحرانی در زوایای حمله بعد از واماندگی	بررسی اثر فرکانس‌های تحریک جت مصنوعی	افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا با افزایش فرکانس تحریک و تعویق نقطه جدایش جریان روی ایرفویل
چن <sup>۲</sup> و همکارانش [۳۱]۲۰۲۳	عددی	اثرات کنترلی جت مصنوعی بر مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل‌های یخ‌زده	در این بررسی عددی، ابتدا یک میدان جریان حول ایرفویل یخ‌زده تحت تأثیر محرک جت مصنوعی ایجاد شده که شامل روش عددی، روش پیش‌بینی یخ و شرایط مرزی جت مصنوعی است. سپس، به بررسی تغییرات مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل‌های یخ‌زده مختلف با اعمال محرک جت مصنوعی پرداخته شده است و جدایش جریان در نزدیکی شکل یخ مورد بررسی قرار گرفته است و در نهایت، پارامترهایی مانند موقعیت جت و زاویه آن، به‌دست‌آمده است.	کاهش ناحیه جدایش سطح فوقانی ناشی از تجمع یخ، بهبود قابل توجه مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل یخ‌زده
توسط حسینی <sup>۳</sup> و همکارانش [۳۲]۲۰۲۳	عددی	کنترل جریان روی دو ایرفویل پشت‌سرهم با استفاده از یادگیری ماشین <sup>۴</sup>	استفاده از پیکربندی شامل یک ایرفویل بالادستی با حرکت پیچشی در فرکانس ثابت و یک ایرفویل پایین‌دستی بدون حرکت، در نظر گرفتن زاویه تزریق دو جت مصنوعی، اختلاف‌فاز بین هر فرکانس جت مصنوعی و فرکانس حرکت پیچشی علاوه بر فاصله عمودی بین ایرفویل‌ها به‌عنوان متغیرهای بهینه‌سازی، کوپل کردن الگوریتم بهینه‌سازی با یک روش یادگیری ماشین برای کاهش هزینه محاسباتی	افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا برای حالت بهینه کنترل شده در مقایسه با حالت بدون کنترل، بهبود عملکرد آیرودینامیکی

<sup>1</sup> Guoqing Zhao

<sup>2</sup> Xi Chen

<sup>3</sup> N. Hosseini

<sup>4</sup> Machine Learning



شکل (۳): جت مصنوعی واقع در روی سطح مکش ایرفویل

### ۳- شبیه‌سازی عددی

در تحقیق حاضر، برای شبیه‌سازی مسئله از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است. با استفاده از این نرم‌افزار دامنه حل به تعداد محدودی حجم کنترلی تقسیم می‌شود که با بهره‌گیری از فرم انتگرالی معادلات بقا، معادله جبری مناسبی برای رفتار جریان تقریب زده می‌شود که از حل آن‌ها تصویر کاملی از رفتار جریان به دست می‌آید.

برای شبیه‌سازی ایرفویل‌ها از سه نوع دامنه محاسباتی حول ایرفویل استفاده شده که شامل نوع C، نوع O و نوع H می‌باشد. نوع C معمولاً در جریان‌های تراکم‌ناپذیر، نوع O معمولاً در جریان‌های تراکم‌پذیر و نوع H معمولاً برای هیدرو فویل‌های زیر سطح آزاد آب استفاده می‌شود.

در تحقیق حاضر به بررسی عددی اثر جت مصنوعی بر ایرفویل بال یک هواپیمای مانورپذیر مافوق‌صوت در زوایای حمله مختلف با استفاده از نرم‌افزار فلوئنت<sup>۱</sup> پرداخته شده است. این بال دارای ایرفویلی با مقطع NACA 643618-il می‌باشد. در این تحقیق، ابتدا به بررسی اثر یک جت مصنوعی بر ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل مورد بررسی پرداخته می‌شود و در مرحله بعد، اثر استفاده از دو جت مصنوعی و مکان‌های مختلف قرارگیری آن‌ها روی ایرفویل به قسمی که بهترین راندمان آیرودینامیکی را ایجاد کنند، بررسی می‌شود. در بررسی‌های صورت‌گرفته توسط سایر پژوهشگران از ایرفویل‌های سری ۴ و ۵ و با ضخامت زیاد استفاده شده است که در این ایرفویل‌ها جدایش جریان از لبه فرار بال شروع شده و با افزایش زاویه حمله به سمت قسمت‌های جلویی ایرفویل گسترش می‌یابد. در این تحقیق ایرفویل مورد استفاده از سری ۶ و نازک بوده که جدایش جریان از همان مقاطع ابتدایی بال شروع شده و حباب جدایش روی سطح بالایی ایرفویل در زوایای حمله پایین شکل می‌گیرد. به تأخیر انداختن شروع جدایش جریان و همچنین کوچک نمودن اندازه حباب جدایش روی سطح ایرفویل از اهداف بعدی این تحقیق می‌باشد.

### ۲- هندسه ایرفویل مورد مطالعه

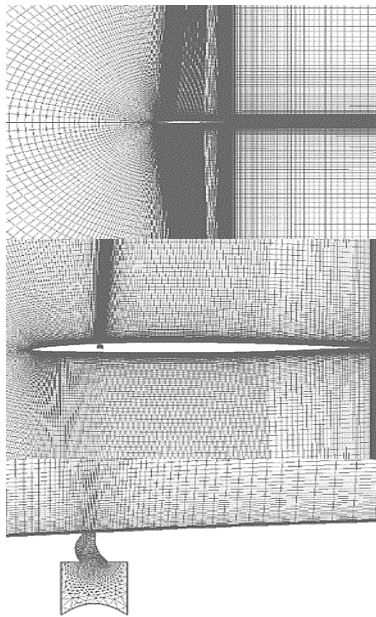
در این تحقیق، بررسی‌های عددی به صورت دوبعدی بر روی ایرفویل NACA64(3)-618-il انجام شده است که نمایی از آن در شکل ۱ آورده شده است. در واقع ایرفویل مورد مطالعه، برش دوبعدی از بال یک هواپیمای مانورپذیر مورد بررسی است که در شکل ۲ نشان داده شده است. جت مصنوعی به دو صورت تک و دوگانه روی سطح مکش این ایرفویل در موقعیت‌های مختلف نصب شده است. شکل ۳ موقعیت قرارگیری جت مصنوعی را روی این ایرفویل نشان می‌دهد.



شکل (۲): هندسه ایرفویل مورد مطالعه در این تحقیق

<sup>۱</sup> Fluent

شبکه محاسباتی برای اعتبارسنجی و برای مطالعه کنترل فعال جدایش جریان روی ایرفویل NACA 64(3)-il در شکل ۵ نشان داده شده است. شبکه‌ای با سازمان از نوع سی بر روی ایرفویل پایه تهیه شده است (شکل ۵(الف)). در حالی که هنگام استفاده از جت مصنوعی در موقعیت‌های مختلف در امتداد وتر روی سطح مکش ایرفویل (شکل ۵(ب))، شبکه ترکیبی ایجاد شده است. در تمامی حالات اریفیس جت مصنوعی دارای عرض  $0.25\%$  طول وتر است. همچنین در تمامی حالات مورد بررسی، شبکه‌بندی با استفاده از نرم‌افزار گم بیت<sup>۱</sup> تولید شده است. شکل ۵(ج)، شبکه بی‌سازمان داخل جت مصنوعی را نشان می‌دهد. جزئیات بیشتر شبکه‌بندی برای هر دو مورد (پایه و تحریک‌شده) در جدول ۲ آورده شده است. اندازه شبکه‌بندی برای همه موارد تحریک‌شده یکسان بوده و مقدار  $Y^+$  دیواره موجود در جدول ۲ تنها برای منطقه سازمان‌یافته شبکه نمایش داده شده است.



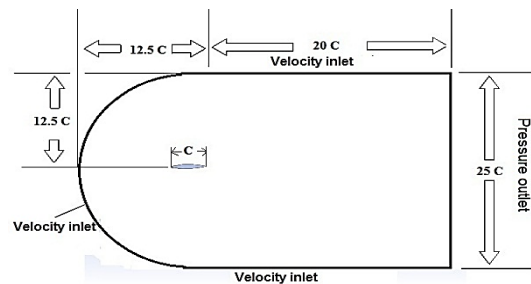
شکل (۵): شبکه‌های محاسباتی مورد استفاده برای

اعتبارسنجی ایرفویل پایه و کنترلی (SJA در  $20\%$  وتر) (الف) شبکه‌بندی اطراف ایرفویل پایه (ب) شبکه‌بندی اطراف ایرفویل با جت مصنوعی (ج) توزیع شبکه بی‌سازمان درون جت مصنوعی

براین اساس، در این تحقیق از دامنه محاسباتی نوع C استفاده شده است که نمایی از این دامنه محاسباتی حول ایرفویل در شکل ۴ نشان داده شده است. ورودی و مرزهای بالا و پایین  $12/5$  برابر طول وتر از ایرفویل فاصله دارند و مرز خروجی  $20$  برابر طول وتر در نظر گرفته شده است.

برای ورودی و مرزهای بالا و پایین از شرط مرزی ورودی سرعت و برای خروجی از فشار اتمسفر استفاده شده است (شکل ۴). همچنین برای دیواره ایرفویل شرط مرزی عدم لغزش در نظر گرفته شده است. برای دیافراگم نیز شرط مرزی دیواره متحرک از طریق تابع تعریف شده توسط کاربر (UDF) استفاده شده است.

مدل کی امگا اس تی یکی از روش‌هایی است که با اقبال مواجه شده است. اما در حل انجام شده از مدل کی اپسیلون استفاده شده است. در این مطالعه به دلیل بررسی شروع ناحیه جدایش جریان، محققین از مدل آشفتگی کی-اپسیلون به همراه ریز بودن شبکه محاسباتی نزدیک سطح بهره‌جسته‌اند و نتایج به دست آمده معرف دقت قابل قبول تا قبل از شروع ناحیه جدایش است. همچنین با توجه به اینکه حل عملگر جت مصنوعی و بررسی اثرات متقابل آن در کنار سطح، ارتباط مستقیم با ریز بودن شبکه نزدیک به سطح دارد؛ بنابراین مقادیر بزرگ و عمومی  $Y^+$  برای حل مناسب نبوده و برای دقت بالاتر نیاز به شبکه ریزتر نزدیک به سطح می‌باشد.



شکل (۴): فضای محاسباتی و شرایط مرزی حاکم بر

مسئله جریان حول ایرفویل

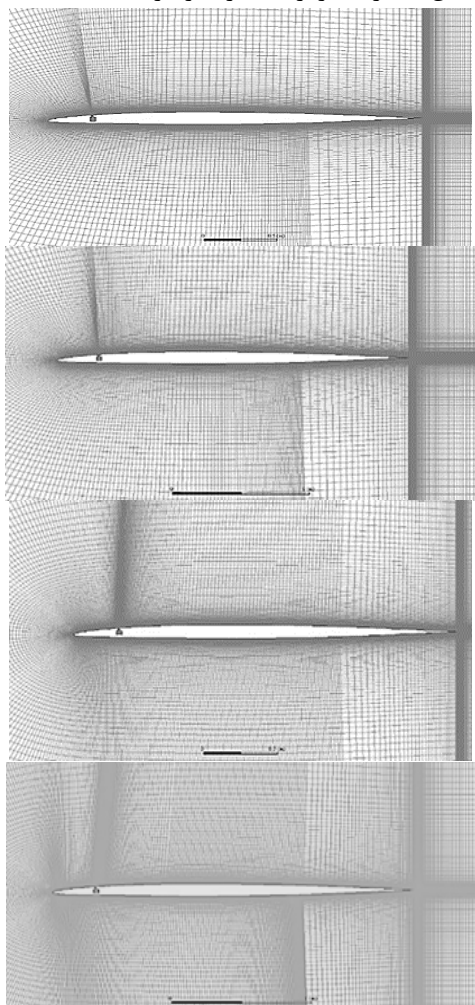
### ۱-۳- روش محاسباتی

در این بررسی‌ها، طول وتر ایرفویل  $2/56$  متر است. بررسی‌ها در جریان با سرعت عدد ماخ  $0.15$  که متناظر با عدد رینولدز می‌باشد، صورت گرفته است. زاویه حمله برای ایرفویل بدون کنترل (پایه) از صفر تا  $19$  درجه در نظر گرفته شده است و اثرات جت مصنوعی در زوایای حمله  $17$  و  $19$  درجه (زوایای بعد از واماندگی) بررسی شده‌اند.

<sup>۱</sup>Gambit

گیرد. برای این منظور، از چهار شبکه مختلف با تعداد المان‌های ۵۳۳۶۷، ۸۰۰۵۱، ۱۰۶۴۶۹ و ۱۳۳۰۸۶ برای ایرفویل تک جت در زاویه حمله ۱۹ درجه (بعد از واماندگی) استفاده شده است (شکل ۶).

در شکل ۷، تغییرات ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا برای شبکه‌های با تعداد شبکه مختلف نشان داده شده است. همانطوری که از این شکل پیداست، ضرایب نیروهای برآ و پسا از تعداد المان ۱۰۶۴۶۹ به بعد تغییر ناچیزی دارد. از این رو این تعداد المان به‌عنوان معیار برای شبیه‌سازی‌های عددی در نظر گرفته شده است. با توجه به ماهیت مساله در تحقیق انجام‌شده، بایستی بتوان لایه‌مرزی را به بهترین نحو شبیه‌سازی کرد. معیاری که می‌توان میزان کارایی شبکه‌بندی برای لایه‌مرزی را با آن محک زد، مقدار ارتفاع اولین سلول از سطح یا همان  $y^+$  است. مقدار توصیه‌شده  $y^+$  برای مدل آشفتگی کا-اپسیلون توسط نرم‌افزار فلونتت برابر ۱ است. ولی در مطالعه عددی حاضر برای دقت بیشتر (مطابق با جدول ۲) این مقدار کمتر از یک در نظر گرفته شده است.



شکل ۶: شبکه‌های مورد استفاده برای بررسی استقلال از شبکه

جدول (۲): تعداد شبکه‌های بکار رفته برای ایرفویل پایه و تحریک‌شده

$y^+$	تعداد نود	تعداد صفحه	تعداد سلول	نوع	حالت
< 1	۱۰۵۷۰۰	۲۱۰۷۰۰	۱۰۵۰۰۰	با سازمان	پایه
< 1	۱۰۶۴۷۵	۲۱۲۹۴۴	۱۰۶۴۶۹	هیبرید	SJA

مدل آشفتگی کا - اپسیلون بر اساس معادلات ناویر - استوکس رینولدز متوسط شده است. این معادلات شامل معادله حفظ جرم، معادله حفظ حرکت و معادله انرژی است. باتوجه به متوسط‌گیری بر روی معادلات ناویر - استوکس، متغیرهای سرعت و فشار به متغیرهای آماری مانند متوسط و نوسانات تبدیل می‌شوند.

این معادلات شامل معادله حفظ جرم، معادله حفظ حرکت و معادله انرژی است که باتوجه به متوسط‌گیری بر روی معادلات ناویر - استوکس، به‌صورت زیر تبدیل می‌شوند:

معادله بقای جرم متوسط شده:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\rho} \bar{u}) = 0 \quad (1)$$

معادله بقای اندازه حرکت متوسط شده:

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \bar{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\rho} \bar{u} \otimes \bar{u} + \bar{\tau}) = -\nabla \bar{p} + \nabla \cdot \bar{\tau} + \bar{f} \quad (2)$$

معادله بقای انرژی متوسط شده:

$$\frac{\partial (\bar{\rho} E)}{\partial t} + \nabla \cdot ((\bar{\rho} E + \bar{p}) \bar{u} + \bar{q}) = \nabla \cdot (\bar{\tau} \cdot \bar{u}) + \bar{u} \cdot \bar{f} \quad (3)$$

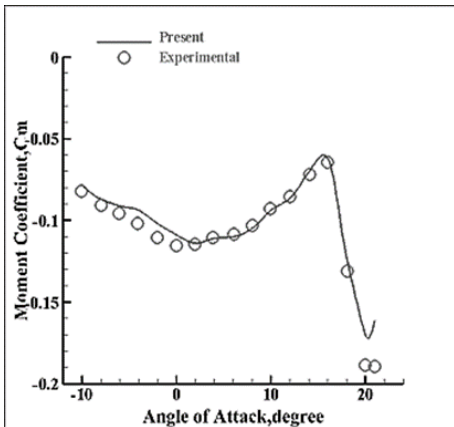
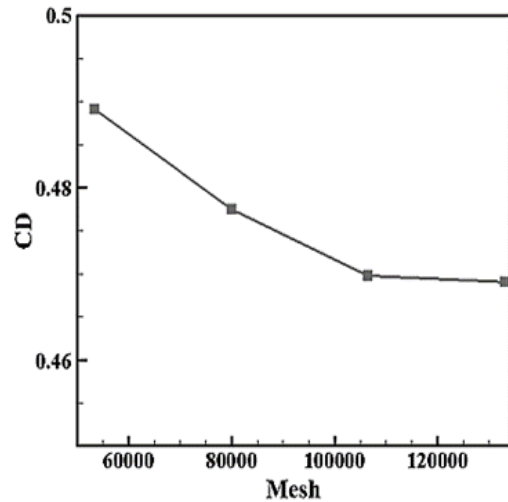
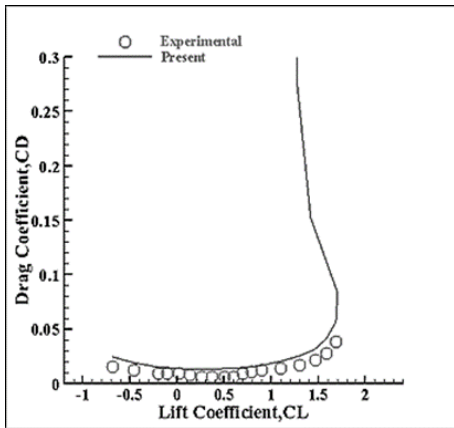
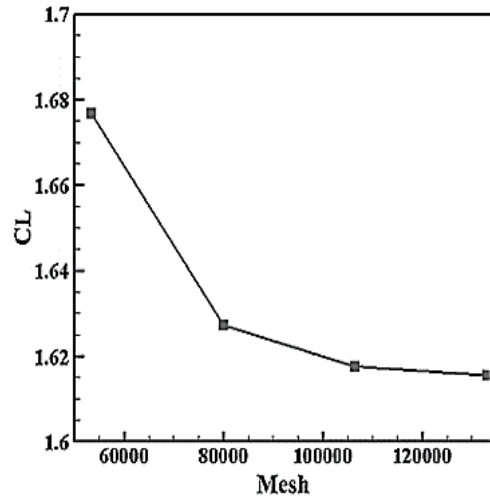
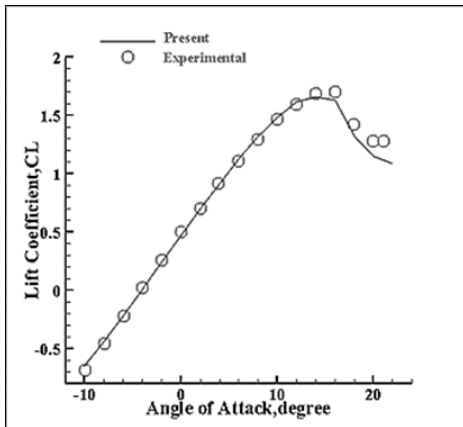
در اینجا،  $\bar{\rho}$  نمایانگر چگالی متوسط،  $\bar{u}$  بردار سرعت متوسط،  $\bar{p}$  فشار متوسط،  $\bar{\tau}$  تانسور تبدیل گرادیان سرعت متوسط،  $\bar{q}$  چگالی توان متوسط و  $\bar{f}$  نیروهای حجمی متوسط را نمایش می‌دهند.

معادلات ناویراستوکس رینولدز متوسط ناپایا با استفاده از حلگر عددی فلونتت در میدان محاسباتی در نظر گرفته‌شده، حل شده است. در این حل از مدل آشفتگی کا اپسیلون استفاده شده است و یک UDF نیز برای نوسان دیافراگم با فرکانس و دامنه داده شده، نوشته شده است.

### ۳-۲- استقلال از شبکه

برای اطمینان از نتایج عددی، باید استقلال حل عددی از تعداد سلول‌های شبکه برای حالت کنترلی مورد بررسی قرار





شکل (۷): بررسی استقلال از شبکه برای ایرفویل با جت مصنوعی واقع شده در ۰/۱۲ طول وتر و در زاویه حمله ۱۹ درجه

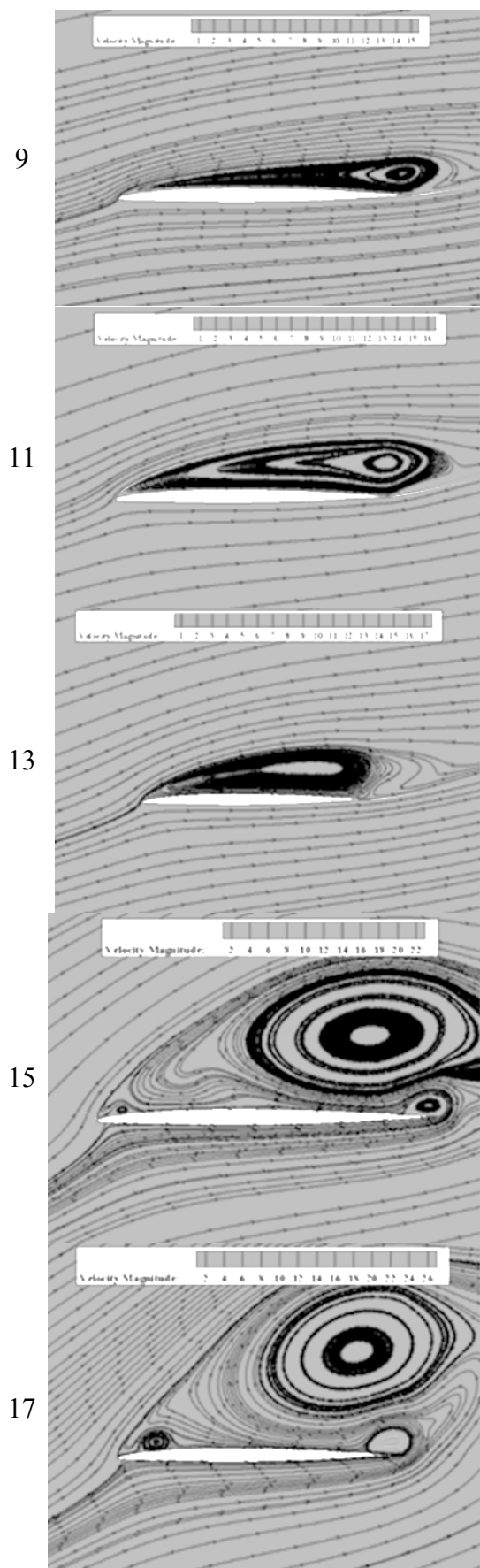
### ۳-۳- اعتبارسنجی

در این بخش، برای اعتبارسنجی حل عددی انجام شده، به حل عددی جریان حول ایرفویل پایه NASA GA(W)-2 پرداخته شده است. تغییرات ضرایب آیرودینامیکی برآ، پسا و گشتاور پیچشی بر حسب زاویه حمله برای این ایرفویل در شکل ۸ آورده شده است. در این اشکال، مقایسه بین حل عددی انجام شده برای این ایرفویل با داده‌های تجربی موجود در مرجع [۱۷] برای زوایای حمله صفر تا ۲۰ درجه انجام شده است. همانطوری که از این شکل‌ها پیداست، واماندگی جریان در زاویه حمله حدود ۱۷ درجه اتفاق می‌افتد و حل عددی انجام شده تا قبل از جدایش جریان بر روی سطح ایرفویل و وقوع واماندگی، تطابق بسیار خوبی با داده‌های تجربی دارد. درحالی که در منطقه پس از واماندگی، تغییر در ضرایب آیرودینامیکی مشاهده می‌شود.

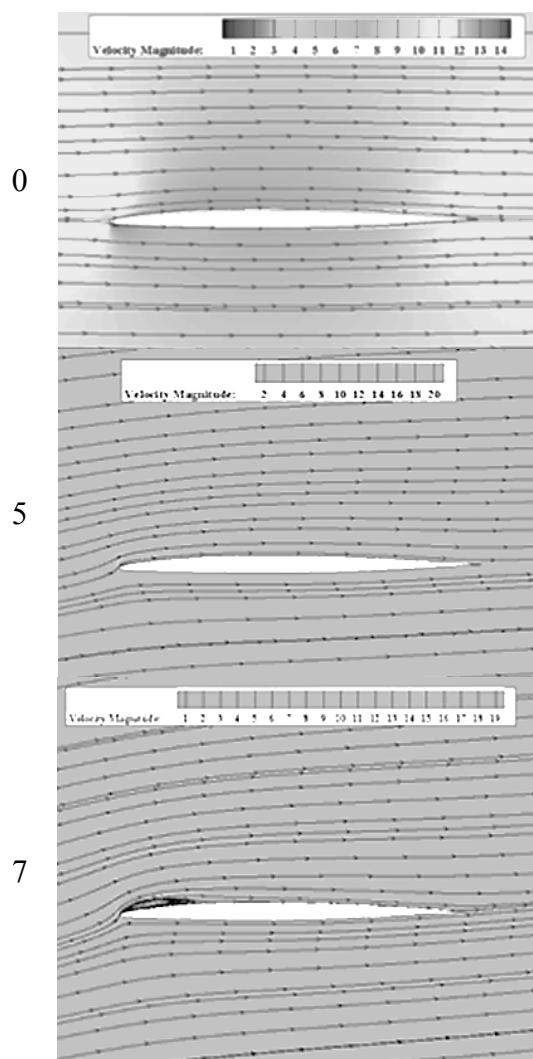
شکل ۸: ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل پایه NASA GA(W)-2 (M = 0.15 و  $Re = 2.1 \times 10^6$ ) [18].

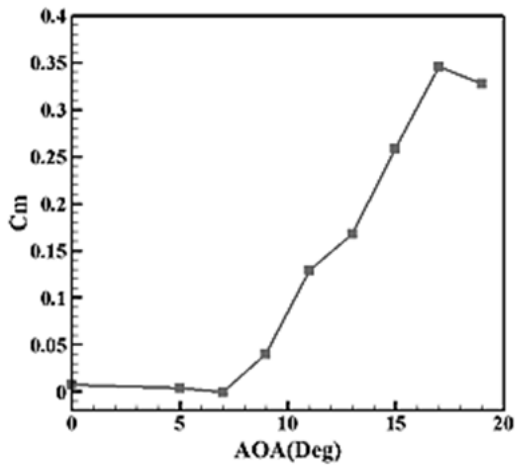
### ۴- نتایج

در این بخش، ابتدا نتایج حل عددی برای ایرفویل NACA 64(3)-618 بدون در نظر گرفتن اثرات تحریک جت مصنوعی لحاظ شده است. این بررسی در عدد ماخ ۰/۱۵ و برای زوایای حمله صفر تا ۱۹ درجه انجام شده است.



شکل ۹، خطوط همتراز سرعت را حول ایرفویل بدون جت مصنوعی در زوایای حمله مختلف نشان می‌دهد. همانطوری که در این شکل دیده می‌شود، در زوایای حمله پایین (تا ۵ درجه) جریان چسبیده به سطح بالایی ایرفویل است و هیچ‌گونه جدایش جریانی مشاهده نمی‌شود. با افزایش زاویه حمله (بیش از ۷ درجه) حباب جدایش از قسمت‌های ابتدایی لبه حمله شروع به شکل‌گیری می‌نماید و با افزایش زاویه حمله رشد نموده و شروع به حرکت به سمت لبه فرار ایرفویل می‌نماید. همچنین دیده می‌شود که در زوایای حمله نزدیک و اماندگی و بیشتر از آن، این حباب تمامی سطح بالایی ایرفویل را فرا گرفته و تا ارتفاع زیادی بالای سطح ایرفویل امتداد دارد. وجود این حباب جدایش سبب کاهش نیروی برآ و افزایش نیروی پسای ایرفویل می‌گردد.



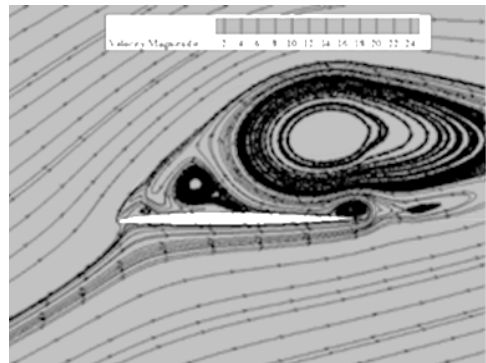


شکل ۱۰: تغییرات ضرایب آیرودینامیکی بر حسب زوایای حمله برای ایرفویل مورد بررسی

#### ۴-۱- اثر جت مصنوعی تکی

در این بخش تأثیر جت مصنوعی تکی بر ضرایب آیرودینامیکی در پنج نقطه مختلف روی ایرفویل بررسی شده است. هدف کلی انجام این بررسی، تعیین محل بهینه برای قراردادن جت مصنوعی است. دامنه نوسانات دیافراگم در یک‌چهارم عرض پایه جت مصنوعی در فرکانس ۲۱۷ هرتز ثابت نگه داشته شده است. برای کارکرد مؤثر جت مصنوعی، موقعیت قراردادن آن بسیار مهم است. در زوایای حمله بالا، جریان جدا شده و محل جت مصنوعی در منطقه جدا شده یا قبل از آن تأثیر عمده‌ای بر عملکرد و کارایی جت مصنوعی دارد. واضح است که اگر جریان جدا شده باشد و جت مصنوعی در منطقه فشار نامطلوب عمل کند، اثربخشی آن به طور قابل توجهی محدود خواهد بود.

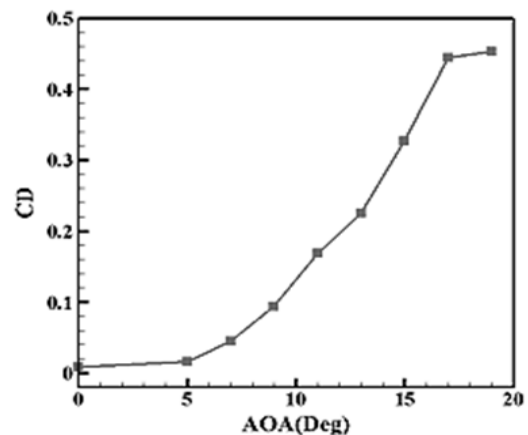
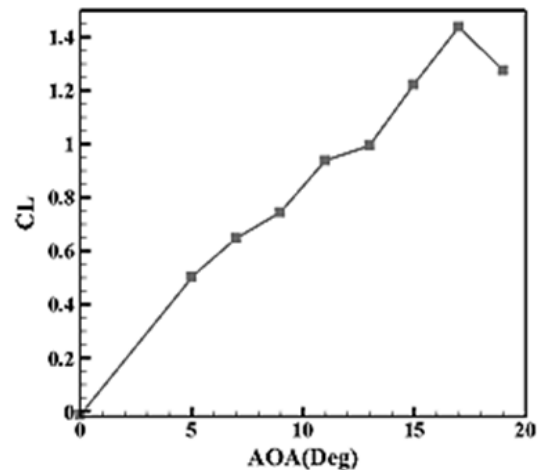
در این تحقیق، تغییر مکان‌های جت مصنوعی در فواصل ۸/۶۳٪، ۱۲٪، ۱۵٪، ۲۰٪ و ۲۵٪ وتر ایرفویل از لبه حمله مورد بررسی قرار گرفته است. جدول ۳ ضرایب آیرودینامیکی را برای ایرفویل دارای جت مصنوعی در موقعیت‌های مختلف ذکر شده و در زاویه حمله صفر درجه، نشان می‌دهد. همانطوری که از این جدول پیداست، راندمان آیرودینامیکی در فاصله ۰/۸۶۳٪ وتر از لبه حمله نسبت به سایر موقعیت‌ها بیشترین مقدار را دارا است.

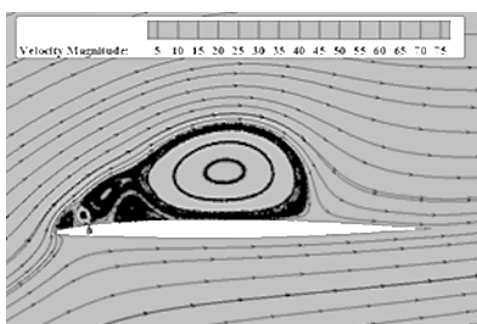
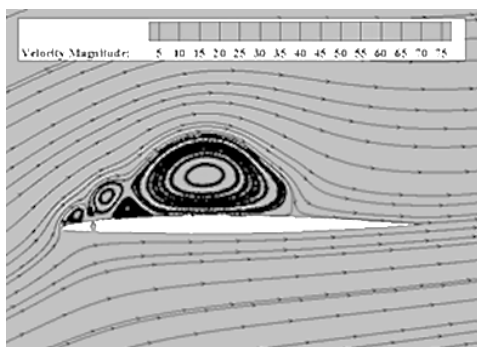
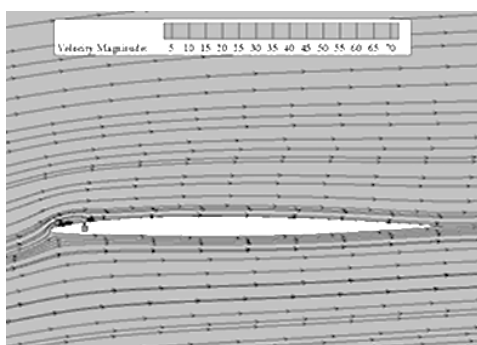
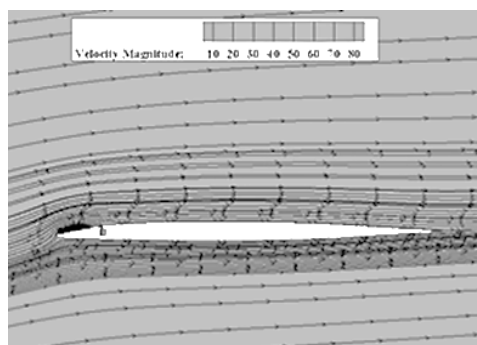


19

شکل ۹: خطوط هم‌تراز سرعت حول ایرفویل بدون جت مصنوعی در زوایای حمله مختلف

شکل ۱۰، تغییرات ضرایب آیرودینامیکی برآ، پسا و گشتاور پیچشی را برای این ایرفویل نشان می‌دهد. همانطوری که از این شکل‌ها پیداست، ایرفویل مورد بررسی در زاویه حمله ۱۷ درجه دچار واماندگی می‌شود.





شکل (۱۱): خطوط همتراز سرعت حول ایرفویل با جت مصنوعی تکی واقع در  $8/63\%$  وتر در زوایای حمله مختلف

جدول (۳): ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل NACA 64(3)-618-il برای زاویه حمله صفر درجه

AOA	$SJA$	$C_L$	$C_D$	$C_m$	$\eta$
۰	$8/63\%$	0.030638	0.005975	0.003787	5.127698
۷	$12\%$	0.031024	0.006187	0.003848	5.014646
۱۵	$15\%$	0.030113	0.006942	0.005006	4.337615
۱۷	$20\%$	0.031335	0.007592	0.006571	4.127119
۱۹	$25\%$	0.019677	0.00849	0.006514	2.317811

باتوجه به بهتر بودن راندمان جت واقع در  $8/63\%$  وتر، لذا این مکان برای زوایای حمله دیگر یعنی ۷، ۱۷ و ۱۹ درجه شبیه‌سازی شده و نتایج در جدول ۴ ارائه شده است.

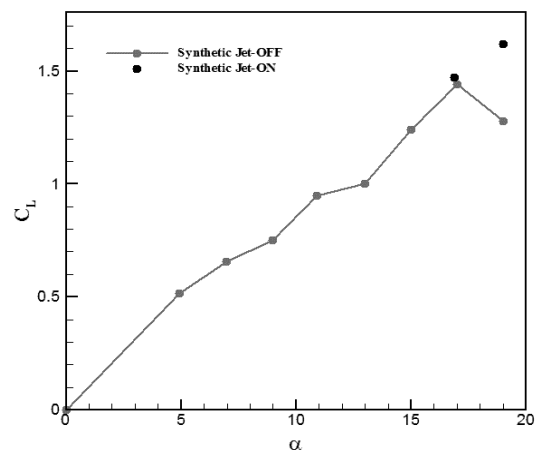
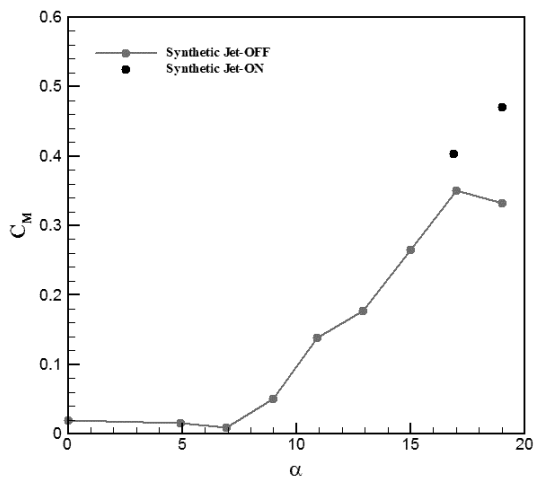
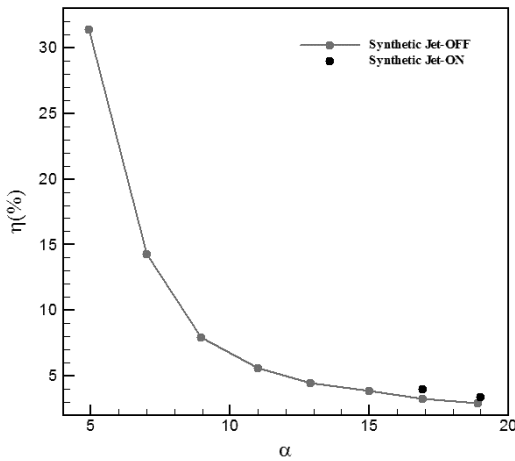
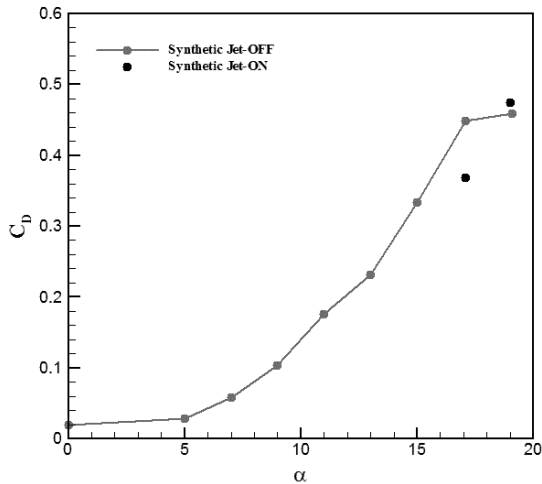
جدول ۴: ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل به‌همراه جت مصنوعی تکی واقع در  $8/63\%$  وتر برای زوایای حمله ۷، ۱۷ و ۱۹ درجه

AOA	$C_L$	$C_D$	$C_m$	$\eta$
۷	0.563487779	0.035456944	0.142111	15.89217
۱۷	1.439228043	0.357834187	0.393503	4.022053
۱۹	1.603500158	0.464313301	0.462305	3.453487

شکل ۱۱، خطوط همتراز سرعت را برای ایرفویل به‌همراه جت مصنوعی تکی واقع در  $8/63\%$  وتر برای زوایای حمله صفر، ۷، ۱۷ و ۱۹ درجه نشان می‌دهد. همانطوری که از این شکل دیده می‌شود، بعد از وقوع واماندگی بر روی ایرفویل، حباب جدایش بزرگی تشکیل می‌شود که دارای اندازه‌های کوچک‌تر نسبت به حالت بدون جت می‌باشد. بنابراین اعمال جت در کوچک‌تر کردن حباب جدایش روی سطح ایرفویل مؤثر بوده است. میزان افزایش راندمان حالت تک جت واقع در  $8/63\%$  وتر نسبت به حالت بدون جت در زاویه حمله ۷ درجه  $10/5\%$ ، ۱۷ درجه  $24/36\%$ ، ۱۹ درجه  $22/71\%$  می‌باشد. همچنین میزان افزایش راندمان حالت تک جت واقع در  $12\%$  وتر نسبت به حالت بدون جت در زاویه حمله ۷ درجه  $8/22\%$ ، ۱۷ درجه  $23/72\%$ ، ۱۹ درجه  $11/069\%$  می‌باشد.

واماندگی ایرفویل از طریق حل عددی در زاویه حمله ۱۷ درجه پیش‌بینی شده است. یک محرک جت مصنوعی مطلوب، واماندگی را در زوایای حمله بالاتر به تأخیر خواهد انداخت. این امر مخصوصاً برای بخش‌های جلویی و بخش‌های تأخیری سرعت کم، مفید خواهد بود که در آنجا می‌تواند با سرعت نسبتاً کم و در زوایای حمله بالاتر، برای تقویت پایداری کار کند. لازم به ذکر است که محرک جت مصنوعی برای عملکرد آیرودینامیکی بهتر، به‌ویژه در محدوده زوایای حمله بالا برای تأخیر در واماندگی، مورد نیاز است.

استفاده از محرک جت مصنوعی در زوایای حمله بالا (نزدیک واماندگی) نیروی برآ را در مقایسه ایرفویل بدون جت مصنوعی افزایش می‌دهد (شکل ۱۲) و زاویه حمله واماندگی را افزایش داده و جدایش جریان از روی سطح ایرفویل را تا زوایای حمله بالاتر به تأخیر می‌اندازد. همچنین در این زوایا، ضریب پسا نیز برای حالتی که جت مصنوعی در موقعیت ابتدایی لبه حمله قرار دارد، کاهش می‌یابد. به دلیل اینکه جدایش در این نوع ایرفویل از لبه حمله آغاز می‌شود لذا باید تا می‌توان مکان قرارگیری جت مصنوعی را به لبه حمله نزدیک کرد تا در منطقه جدایش عمل نکند. نیروی پسا به‌طور قابل‌توجهی در زاویه حمله ۱۷ درجه کاهش می‌یابد (نقاط سیاه‌رنگ روی نمودارهای شکل ۱۲ مربوط به استفاده از جت مصنوعی در زوایای حمله ۱۷ درجه و بالاتر می‌باشند). همچنین ضریب گشتاور نیز با اعمال جت به‌خوبی افزایش می‌یابد که باعث بهبود مانورپذیری جنگنده خواهد شد.



شکل (۱۲): مقایسه ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل به‌همراه جت مصنوعی تکی واقع‌شده در ۸/۶۳٪ وتر

## ۴-۲- اثر جت مصنوعی دوتایی

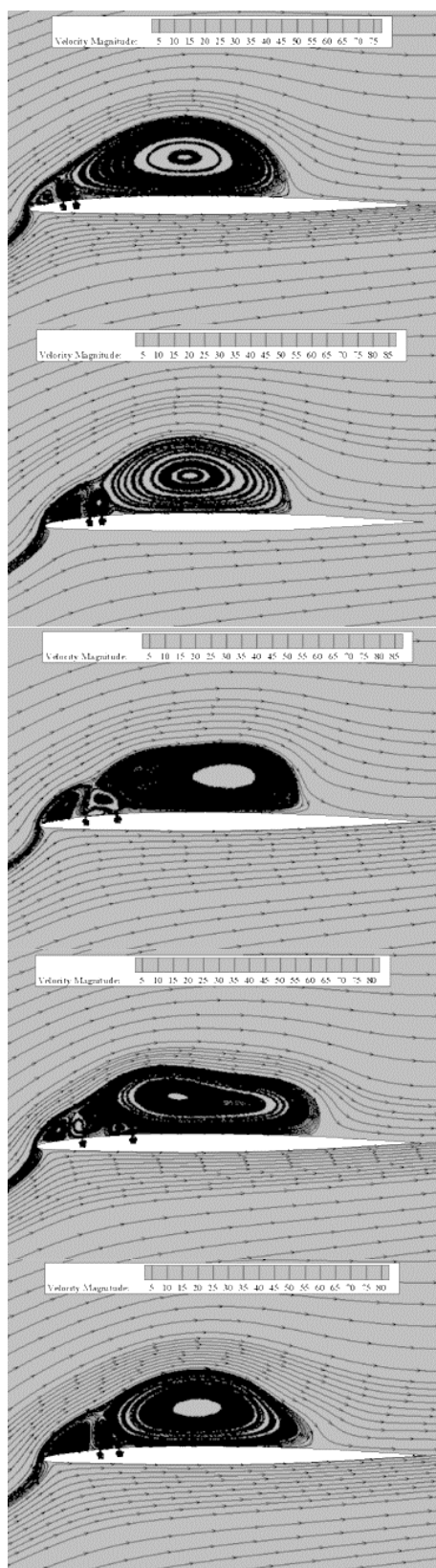
باتوجه به اثرات مثبت جت مصنوعی بحث شده در بخش قبل در ناحیه نزدیک لبه حمله، در این بخش برای اعمال جت مصنوعی دوتایی، پنج موقعیت  $۸/۶۳-۱۲\%$ ،  $۱۲-۱۵\%$ ،  $۱۲-۲۰\%$ ،  $۱۲-۲۵\%$ ،  $۱۵-۲۰\%$  وتر ایرفویل در نظر گرفته شده است. این دو جت برای زاویه حمله ۱۷ درجه (زاویه حمله واماندگی) مورد بررسی قرار گرفته‌اند. مقایسه ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل به همراه جت مصنوعی تکی (۱۲٪ وتر) و جت مصنوعی دوتایی در مکان‌های مختلف در جدول ۵ ارائه شده است. همانطوری که مشاهده می‌شود، راندمان آیرودینامیکی در دو موقعیت جت نزدیک به لبه حمله یعنی  $۸/۶۳-۱۲\%$  وتر نسبت به سایر موقعیت‌ها بیشتر می‌باشد.

## جدول ۵: ضرایب آیرودینامیکی ایرفویل به همراه دو جت

مصنوعی همزمان در زاویه حمله ۱۷ درجه

Double SJA	$C_L$	$C_D$	$C_m$	$\eta$
۱۲٪	۱.۴۵۲۸۹۷	۰.۳۶۳۰۷۶	۰.۴۰۰۰۷۶	۴.۰۰۱۶۳۷
۸/۶۳ و ۱۲٪	۱.۴۰۸۹۸۰	۰.۳۴۱۹۴۳	۰.۳۸۲۲۰۴	۴.۱۲۰۵۰۶
۱۲ و ۱۵٪	۱.۳۰۷۴۹۳	۰.۳۱۸۴۷۵	۰.۳۴۸۷۹۵	۴.۱۰۵۴۷۰
۱۲ و ۲۰٪	۱.۳۴۱۴۷۷	۰.۳۲۷۵۹۶	۰.۳۷۰۲۶۴	۴.۰۹۶۹۱۱
۱۲ و ۲۵٪	-۱.۷۳۵۹۹۰	-۰.۴۸۰۷۱۴	-۰.۶۶۸۰۵۸	۳.۶۱۱۲۷۴
۱۵ و ۲۰٪	۱.۳۲۱۱۲۱	۰.۳۲۴۲۷۲	۰.۳۵۸۲۴۹	۴.۰۷۴۱۰۶

قراردادن دو جت به طور همزمان باعث تزریق جریان بیشتر به لایه مرزی و به موجب آن تأثیر بیشتر بر ضرایب آیرودینامیکی می‌شود. شکل ۱۳، خطوط هم‌تراز سرعت حول ایرفویل به همراه جت مصنوعی دوتایی را در زاویه حمله ۱۷ درجه و در موقعیت‌های مختلف دو جت نسبت به هم بر روی ایرفویل نشان می‌دهد. همانطوری که از این شکل پیداست، حباب جدایش در حالت اولیه قرارگیری جت‌های مصنوعی دوتایی ( $۸/۶۳-۱۲\%$  وتر) مسافت کمتری از سطح بالایی بال را در بر گرفته است و به تبع آن نیروی برآی بیشتری نسبت به سایر موقعیت‌های جت‌های مصنوعی دوتایی دارد.



۸/۶۳ و ۱۲ درصد وتر

۱۲ و ۱۵ درصد وتر

۱۲ و ۲۰ درصد وتر

۱۲ و ۲۵ درصد وتر

۱۵ و ۲۰ درصد وتر

شکل (۱۳): خطوط هم‌تراز سرعت حول ایرفویل به همراه جت مصنوعی دوتایی در موقعیت‌های مختلف جت‌ها از همدیگر

در مرحله بعد، جت مصنوعی دوتایی در پنج موقعیت  $0.15$ ،  $0.25$ ،  $0.35$ ،  $0.45$ ،  $0.55$ ،  $0.65$  و  $0.75$  درجه (زاویه واماندگی ایرفویل) مورد بررسی قرار گرفت و مشاهده شد که راندمان آیرودینامیکی در موقعیت  $0.65$  و  $0.75$  دارای بیشترین مقدار می‌باشد به طوری که این موقعیت نسبت به سایر موقعیت‌ها به ترتیب  $0.37$  درصد،  $0.62$  درصد،  $1.14$  درصد و  $1.14$  درصد افزایش در راندمان آیرودینامیکی را نشان می‌دهد. همچنین مشاهده گردید که استفاده از جت مصنوعی دوتایی باعث کوچک شدن اندازه حباب جدایش روی ایرفویل می‌شود و کمترین اندازه این حباب جت‌های مصنوعی واقع در موقعیت  $0.65$  و  $0.75$  طول وتر از لبه حمله می‌باشد. در ضمن در تمامی موقعیت‌های بررسی شده برای عملکرد جت مصنوعی دوتایی، جریان در نواحی انتهایی ایرفویل دوباره به سطح آن می‌چسبد.

#### ۵- مراجع

- [1] Hak, M. G. (2000). Flow control, Cambridge University Press, Cambridge.
- [2] Yadegari, M. and S. T. S. SEYED (2015). "A Parametric Study for Passive Control of Shock-boundary Layer Interaction of an Airfoil with Porous Media in a Transonic Flow." Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal 3(4): 73-86, (In Persian).
- [3] Farajollahi, A. and M. R. Salimi, M. Zakyani Roudsari (2023). "Numerical investigation of the cavity effects on the passive flow control of NACA0012 airfoil under dynamic stall conditions." Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal 11(2): 95-108. DOR: 20.1001.1.23223278.1401.11.2.8.2 (In Persian).
- [4] Sharafi, A., et al. (2011). "Experimental and numerical investigation of vortex generator effects on flow pattern and aerodynamic coefficients of an airplane wing model." Journal of Aeronautical Engineering 13(2): 1-16. DOR: 20.1001.1.17359449.1390.13.2.1.2 (In Persian).
- [5] Farajollahi, A., et al. (2022). "Numerical Simulation and Investigation of the Effects of Vortex Generator on Aerodynamic Coefficients of the Main Helicopter Rotor in Hover." Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal 10(2): 55-66. DOR: 20.1001.1.23223278.1403.13.1.11.7 (In Persian).
- [6] Sharafi, A. and M. Alaei (2020). "Numerical investigation of riblet effect on aerodynamic coefficients of an airfoil." The 18th International Conference of Iranian Aerospace Society.
- [7] Saeedi, M. and R. Aghaei Tough (2021). "Delay in flow separation on wind turbine blade by combining slat effect and longitudinal slot." Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal 9(2): 39-52. DOR: 20.1001.1.23223278.1399.9.2.4.4 (In Persian).

با اعمال جت مصنوعی دوتایی به ایرفویل در زاویه حمله  $17$  درجه نسبت به جهت مصنوعی تکی واقع شده در  $0.65$  و  $0.75$  درصد کاهش می‌یابد. همچنین ضریب نیروی پسا در این حالت نیز حدود  $0.44$  کاهش می‌یابد. بنابراین می‌توان نتیجه گرفت که برای حالت جت مصنوعی دوتایی در زاویه حمله  $17$  درجه، راندمان آیرودینامیکی  $0.412$  بوده که این نسبت برای جت مصنوعی تکی در موقعیت  $0.65$  و  $0.75$  می‌باشد.

#### ۵- نتیجه‌گیری

در این تحقیق، اثر جت مصنوعی تکی و دوتایی بر مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل NACA64(3)-618 از طریق شبیه‌سازی عددی مورد بررسی قرار گرفته است. برای ایرفویل بدون جت مصنوعی در زوایای حمله کمتر از  $5$  درجه، جریان به سطح ایرفویل چسبیده است ولی با افزایش زاویه حمله، جدایش جریان با توجه به ضخامت کم ایرفویل از همان قسمت‌های ابتدایی لبه حمله شروع به شکل‌گیری می‌کند و با افزایش زاویه حمله رشد نموده و تمامی سطح بالایی ایرفویل را تا ارتفاع زیادی از سطح ایرفویل در برمی‌گیرد. بر این اساس برای جلوگیری از جدایش جریان و یا به تأخیر در وقوع آن و همچنین کوچک نمودن اندازه حباب جدایش بر روی سطح ایرفویل، ابتدا جت مصنوعی تکی در موقعیت‌های  $0.65$ ،  $0.75$ ،  $0.85$  و  $0.95$  درصد و  $0.15$  درصد و  $0.25$  درصد و  $0.35$  درصد و  $0.45$  درصد و  $0.55$  درصد و  $0.65$  درصد و  $0.75$  درصد در فاصله  $0.65$  طول وتر از لبه حمله ایرفویل قرار می‌گیرد و این موقعیت نسبت به سایر موقعیت‌های دیگر به ترتیب  $0.25$  درصد،  $0.62$  درصد،  $1.14$  درصد،  $1.14$  درصد،  $2.44$  درصد و  $2.44$  درصد و  $2.44$  درصد و  $2.44$  درصد افزایش در مقدار راندمان را هرچه جت مصنوعی به لبه در زاویه حمله صفر درجه نشان می‌دهد. همچنین در زاویه حمله  $7$  درجه که حباب جدایش شروع به شکل گرفتن بر روی ایرفویل می‌نماید، بیشترین مقدار برای راندمان آیرودینامیکی در زوایای حمله مورد بررسی به دست می‌آید. در ضمن اثر عملکرد جت مصنوعی بر راندمان آیرودینامیکی در زوایای حمله قبل از واماندگی نسبت به زوایای حمله بعد از واماندگی بیشتر است.

- [22] Tang, Z., et al. (2018). "Large-scale separation flow control on airfoil with synthetic jet." *International Journal of Computational Fluid Dynamics* 32(2-3): 104-120. DOI: 10.1080/10618562.2018.1508656
- [23] Shokrgozar Abbasi, A. and S. Yazdani (2021). "A numerical investigation of synthetic jet effect on dynamic stall control of oscillating airfoil." *Scientia Iranica* 28(1): 343-354. DOI: 10.24200/sci.2019.52743.2870
- [24] Feng, J., et al. (2019). "Effect of synthetic jet parameters on flow control of an aerofoil at high Reynolds number." *Sādhanā* 44: 1-10. DOI: 10.1007/s12046-019-1173-2
- [25] Hasegawa, H. and S. Obayashi (2018). "Active stall control system on NACA0012 by using synthetic jet actuator." *Journal of Flow Control, Measurement & Visualization* 7(1): 61-72. DOI: 10.4236/jfcmv.2019.71005.
- [26] Liu, Z., et al. (2020). "Estimation of the momentum coefficient of synthetic jet in flow separation control over an airfoil." *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 234(14): 2050-2061. DOI: 10.1177/0954410020926656.
- [27] Yang, E. (2021). PIV Study of Control by Synthetic Jets to Delay Flow Separation over an Airfoil, University of Toronto (Canada).
- [28] Zhao, G., et al. (2022). "Wind-tunnel tests of synthetic jet control effects on airfoil flow separation." *Scientific Reports* 12(1): 21994. DOI: 10.1038/s41598-022-19642-2.
- [29] Najafi, E., et al. (2022). "Investigation of synthetic jet actuator position in delaying separation of a supercritical airfoil." *Journal of Aeronautical Engineering* 24(1): 83-96. DOI: 10.22034/joae.2022.313705.1067 (In Persian).
- [30] Najafi, E., et al. (2022). "Numerical Study of the Effects of Excitation Frequency of Synthetic Jet Actuator on Aerodynamic Performance of a Supercritical Airfoil." *Aerospace Knowledge and Technology Journal* 11(1): 161-176. DOI: 20.1001.1.23221070.1401.11.1.10.2(In Persian).
- [31] Chen, X., et al. (2023). "Numerical Investigations of Synthetic Jet Control Effects on Iced Airfoils." *Energies* 16(22): 7487. DOI: 10.3390/en16227487
- [32] Hosseini, N., et al. (2023). "Flow control with synthetic jets on two tandem airfoils using machine learning." *Physics of Fluids* 35(2). DOI: 10.1063/5.0135428.
- [8] Sharafi, A. and M. Al Havaz (2019). "Effect of Steady Spanwise Blowing on the Aerodynamic Coefficients of a Maneuverable Aircraft Wing Model." *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering* 52(11): 3001-3014. DOI: 10.22060/mej.2019.15222.6063 (In Persian).
- [9] Sharafi, A. (2023). "Numerical investigation of simultaneous blowing and suction on the wing's airfoil of a maneuverable aircraft." *Journal of Mechanical Engineering* 52(4): 203-211. DOI: 2022.52218.3130 (In Persian).
- [10] Shojaeefard, M. H., et al. (2017). "Experimental and Numerical Investigations of Oscillation Parameters Effects on Stability Derivatives of a NACA0012 Airfoil." *Journal of Fluid Mechanics and Aerodynamics* 6(1): 27-38. DOR: 20.1001.1.23223278.1396.6.1.3.0 (In Persian).
- [11] M. H. Javareshkian Azargoon, Y. and E. Esmaili Far (2019). "Optimize motion characteristics of Oscillation Airfoil near the Water Surface using Genetic Algorithm and RSM." *Fluid Mechanics & Aerodynamics Journal* 8(1): 81-93. DOR: 0.1001.1.23223278.1398.8.1.7.8 (In Persian).
- [12] A. Shams Taleghani, M. Mirzaei, Abdullah Shadaram et al. (2012). "Experimental investigation of active flow control for changing stall angle of a NACA0012 airfoil using plasma-actuator." *Journal of fluid and aerodynamic mechanics* 1(1): 89-97. (In Persian).
- [13] Mohseni, K. and R. Mittal (2014). *Synthetic jets: fundamentals and applications*, CRC Press. DOI: 10.1201/b17430.
- [14] Auerbach, D. (1987). "Experiments on the Trajectory and Circulation of the Starting Vortex." *Journal of Fluid Mechanics* 183: 185-198. DOI: 10.1017/S0022112087002593.
- [15] Miller, A. C. (2005). *Flow control via synthetic jet actuation*, Texas A & M University.
- [16] O'Donnell, K., et al. (2007). *Active aeroelastic control aspects of an aircraft wing by using synthetic jet actuators: modeling, simulations, experiments. Modeling, Signal Processing, and Control for Smart Structures 2007*, SPIE. DOI: 10.1117/12.716775.
- [17] Durrani, N. and B. A. Haider (2011). *Study of stall delay over a generic airfoil using synthetic jet actuator. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. DOI: 10.2514/6.2011-943.
- [18] Çiftci, M. (2014). *Synthetic jet application on a flapping airfoil*, Middle East Technical University.
- [19] Montazer, E., et al. (2016). *Optimization of a synthetic jet actuator for flow control around an airfoil. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, IOP Publishing. DOI:10.1088/1757-899X/152/1/012023.
- [20] Azzawi, I. D. J. (2016). *Application of Synthetic Jet Actuators for Modification of Separated Boundary Layers*, University of Leeds.
- [21] Dahalan, M. N. B. (2017). *Effectiveness of Synthetic Jet Actuators for Separation Control on an Airfoil*, Universiti Teknologi Malaysia.