مجله مهندسی مکانیک مدرس، مهر 1394، دوره 15، شماره 7، ص‌ص 181-187

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

بررسی تجربی میدان جریان روی ایرفویل بلانت در رینولدز بسیار کم

رضا کامیاب متین[1]، حجت قاسمی[2*]، عباس ابراهیمی[3]

1- کارشناسی‌ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
2- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران
3- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران
* تهران، صندوق‌پستی: 163/16765 h_ghassemi@iust.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 16 فروردین 1394
پذیرش: 03 اردیبهشت 1394
ارائه در سایت: 10 خرداد 1394

کلید واژگان:
روش PIV
ایرفویل بلانت
رینولدز بسیار کم
ناحیه جدایش
سرعت‌های لحظه‌ای

چکیده

در این مقاله برای بررسی اثر تغییر هندسی در ایرفویل، میدان جریان روی یک ایرفویل بلانت به‌صورت تجربی مطالعه شده است. بدین منظور از سیستم اندازه‌گیری PIV مبتنی بر ساختارهای لحظه‌ای جریان استفاده شده است تا امکان مشاهده و بررسی دو بعدی جریان حول ایرفویل در لحظات مختلف فراهم شود. این مطالعه برای جریان با اعداد رینولدز بسیار کم (کوچک‌تر از 4500) انجام شده است. این رژیم جریان بسیار نزدیک به رژیم حاکم در شرایط پروازی هواپیماهای بدون سرنشین در مقیاس میکرو است. به منظور اعتبار سنجی روش به‌کار برده شده، جریان حول استوانه مورد بررسی قرار گرفته است و در ادامه میدان‌های سرعت لحظه‌ای و سرعت متوسط، خطوط جریان و میدان ورتیسیتی متوسط حول ایرفویل‌های ساده و بلانت به‌دست آمده است. نتایج نشان می‌دهند که تفاوت‌هایی در ساختارهای گردابه‌ای و ابعاد ناحیه جدایش برای ایرفویل با بلانت نسبت به ایرفویل ساده وجود دارند، همچنین جدایش جریان در هر دو حالت ایرفویل ساده و ایرفویل دارای بلانت در زاویه حمله 5 درجه رخ داده است، همچنین تشکیل گردابه‌ها در ناحیه جدایش و موقعیت آن‌ها و نحوه چرخش آن‌ها در زمان‌های مختلف مورد بحث و بررسی قرار گرفته است.

Experimental study of flow field on the blunt airfoil at very low Reynolds number

Reza Kamyab Matin[1], Hojjat Ghassemi[1*], Abbas Ebrahimi[2]

1-Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.
2-Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran.
* P.O.B. 163/16765 Tehran, Iran, h_ghassemi@iust.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 05 April 2015
Accepted 23 April 2015
Available Online 31 May 2015

Keywords:
PIV method
blunt airfoil
very low Reynolds numbe
wake
instantaneous velocities

ABSTRACT

This article investigates experimental study of the flow field on a blunt airfoil to determine effects of changes in geometry of airfoils. For this purpose, PIV technique based on instantaneous flow structures is used in order to view two dimensional investigation of flow field around unmodified and blunt airfoil at different times. This study is performed on flows at very low Reynolds number (Reynolds number lower than 4500). This flow regime is very similar to dominant condition on micro air vehicles (MAVs). In order to validate the method used in this study, flow field around cylinder is considered and subsequently, instantaneous and mean velocities fields, streamlines and mean vortices field around unmodified and blunt airfoils are obtained. The results show that there are prominent differences on the structure of wake around airfoils and sizes of separation region for blunt and simple airfoils. Meanwhile separation of the flow for both blunt and simple airfoils at this very low Reynolds number occurs at angle of attack 5 (at low angle of attack). Also, generation of vortex at wake region and their position and circulation at different times are discussed.

1- مقدمه

تغییرات هندسی در ایرفویل‌ها به‌عنوان روش کنترل غیرفعال جریان برای بهبود عمل‌کردهای آیرودینامیکی مورد توجه محققان قرار گرفته است و همواره روش‌های کنترل غیرفعال نسبت به روش‌های کنترل فعال جریان داری هزینه‌های کم‌تری بوده و ساخت ساده‌تری هم دارند. در واقع در روش کنترل غیرفعال با ایجاد اصلاحات هندسی، لایه مرزی تشکیل‌شده حول ایرفویل دچار تغییراتی می‌شود که منجربه تغییراتی در عمل‌کرد آیرودینامیکی آن می‌شود. براین اساس تغییرات هندسی زیادی تاکنون مطرح شده است. یکی از این اصلاحات هندسی ایجاد پله در ایرفویل است. ایده ایجاد پله در ایرفویل نخستین بار توسط ریچارد کلین و فلوید فوگلمن [1] مطرح شد. سپس ویتراسیون و فین ایش [2] به‌صورت تجربی و عددی و در اعداد رینولدز پایین و برومند و شیرزاد [3] به‌صورت عددی و دوبعدی و در

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:
R. Kamyab Matin, H. Ghassemi, A. Ebrahimi, Experimental study of flow field on the blunt airfoil at very low Reynolds number, *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 15, No. 7, pp. 181-187, 2015 (In Persian)

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-22]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.7.20.8]

اعداد رینولدز بالا، به بررسی استفاده از پله در ایرفویل پرداختند و خصوصیات نیرویی وارد بر ایرفویل پله‌دار را مورد بررسی قرار دادند و نتیجه گرفتند پله موجب افزایش ضریب لیفت می‌شود.

یکی دیگر از اصلاحات هندسی ایجاد بلانت (لبه ضخیم شده) در ایرفویل است. در این روش، لبه فرار ایرفویل تحت تاثیر قرار گرفته و تاثیر برجسته‌ای روی عمل‌کرد ایرفویل می‌گذارد. چائو و ون دم [4] به بررسی ایجاد بلانت در ایرفویل پرداختند. آن‌ها به‌طور عددی به مطالعه ایجاد بلانت در روتور توربین باد پرداختند. تحقیق روی ایرفویل بلانت به همراه و بدون تولید کننده ورتکس توسط یانگ و همکاران [5] انجام شد. آن‌ها نتیجه گرفتند ایجاد بلانت در ایرفویل به همراه تولیدکننده ورتکس موجب ارتقاء عمل‌کرد ایرفویل می‌شود و زاویه استال را نیز به تأخیر می‌اندازد. همچنین گمال و هنگان [6] به مطالعه سه‌بعدی دینامیک ویک در ایرفویل دارای بلانت پرداختند. ایشان نتیجه گرفتند که توربولانس جریان آزاد در ایرفویل بلانت نقش اساسی در کاهش ورتیسیته‌های تشکیل‌شده در ناحیه ویک دارد.

روش سرعت سنجی تصویری ذرات (PIV) از روش‌های جدید در مکانیک سیالات است که به بررسی بردارهای سرعت و خواص مرتبط با آن در یک صفحه از جریان می‌پردازد. تاکنون مطالعات زیادی با کمک روش PIV برای اندازه‌گیری میدان سرعت جریان انجام شده و برخی از این مطالعات مربوط به جریان حول ایرفویل است. ترولین و همکاران [7] بررسی تجربی استفاده از گارنی فلپ را روی ناکا 0015 مورد نظر قرار داند. ایشان با کمک روش PIV توزیع جریان را برای ارتفاع‌های مختلف گارنی فلپ بررسی کردند. آن‌ها از دو لیزر پالسی 25 وات برای انجام آزمایش استفاده کردند و ساختارهای جریان را در زوایای حمله صفر، 4، 8، 12 به‌دست آوردند. همچنین آن‌ها نشان دادند با افزایش ابعاد ناحیه جدایش حول ایرفویل عدد استروهال کاهش می‌یابد. درکسن و همکاران [8] مشخصات جریان حول ناکا 0012 و در رینولدز پایین را بررسی کردند. آن‌ها با کمک روش تجربی PIV جریان حول ایرفویل را در رینولدزهای 5000، 30000 و 60000 مورد بررسی قرار دادند و نتیجه گرفتند که آشفتگی با افزایش زاویه حمله و افزایش عدد رینولدز افزایش می‌یابد. ورنرت و همکاران [9] به بررسی PIV جریان حول یک ایرفویل تحت شرایط استال دینامیکی پرداختند. آن‌ها بردارهای سرعت و ساختارهای جریان را در نواحی حول ایرفویل و در شرایط دائم مشاهده کردند. سریا و همکاران [10] جریان حول یک ایرفویل مدل ناکا 0015 با زاویه حمله 30 درجه با جریان ورودی یکنواخت را با روش PIV بررسی کردند. گریگوریو و همکاران [11] اثرات استفاده از حفره روی ایرفویل‌های ضخیم با جریان مکش و دمش و یا تلفیقی از آن را بررسی کردند. مشخصات جریان به کمک روش PIV و با دو لیزر پالسی Nd-Yag محاسبه شدند. نتایج حاصل نشان دادند استفاده از حفره تنها با وجود مکش یا تزریق موجب بهبود عمل‌کرد ایرفویل می‌شود. زانوتی و همکاران [12] به بررسی غیریکنواخت ایرفویل نوسانی در شرایط استال دینامیک و با روش PIV پرداختند و نتیجه گرفتند ساختار گردابه‌ای در هنگام نوسان به سمت پایین، با قدرت زیادی به سمت سطح بالای ایرفویل حرکت می‌کنند. ویلگاس و دیز [13] به مطالعه میدان فشار و نیروهای وارد بر ایرفویل با اضافه کردن معادله پواسون در روش PIV پرداختند.

به تازگی، مطالعه روی عمل‌کردهای آیرودینامیکی ایرفویل‌ها در رینولدزهای بسیار پایین به‌دلیل کاربرد در هواپیماهای بدون سرنشین در مقیاس میکرو (MAVs) گسترش یافته است. در جریان‌های با رژیم عدد رینولدز بسیار کم (کم‌تر از 10000)، اثرات ویسکوزیته حاکم بر جریان هستند و به دلیل مقاومت کم‌تر جریان آرام در مقایسه با جریان آشفته، جدایش جریان در زاویه حمله پایین رخ می‌دهد. کانز و کرو [14] معتقدند که پرواز در رینولدزهای بسیار پایین و براساس مقیاس ابعادی کاهش یافته و سرعت های پایین‌تر، امکان‌پذیر شده است. دراست و همکاران [15] به مطالعه ایجاد تحریکات نوسانی در لبه حمله ایرفویل برای بهبود عمل‌کردهای آیرودینامیکی هواپیمای بدون سرنشین در مقیاس میکرو پرداختند. آن‌ها بررسی‌هایشان را در اعداد رینولدز بسیار کم و در محدوده 1000 تا 10000 انجام دادند. عالم و همکاران [16] به بررسی تشکیل ناحیه ویک حول ناکا 0012 در زوایای حمله صفر تا 90 و در رینولدز بسیار کم پرداختند و نتیجه گرفتند که ناحیه ویک وابسته به زاویه حمله است. سونادا و همکاران [17] به بررسی مشخصات آیرودینامیکی بال‌های مختلف در رینولدز 4000 پرداختند. متیسکو و عبدو [18] با مطالعه عددی جریان حول ایرفویل نشان دادند که جدایش جریان در رینولدزهای بسیار کم در زوایای حمله پایین 2 تا 6 درجه رخ می‌دهد. آن‌ها همچنین نشان دادند جدایش جریان در این زوایای حمله تأثیر زیادی روی عمل‌کرد نیرویی ایرفویل (نیروهای لیفت و درگ) دارد. همچنین دهقان منشادی و پورفتاح [19] به بررسی عددی تأثیر پدیده اثر سطح روی عملکرد جریان در گذر از جریان آرام به آشفته و حباب جدایی در رینولدز پایین 4000 پرداختند.

همان‌طور که بیان شد، تاکنون مطالعات محدودی به روش تجربی روی جریان حول ایرفویل در رینولدز بسیار کم پرداخته شده است؛ بنابراین در این پژوهش هدف بررسی کیفی میدان جریان حول ایرفویل دارای بلانت و در عدد رینولدز کم در حدود 4500 است. از آن‌جایی که هواپیماهای بدون سرنشین در مقیاس میکرو به‌طور عمومی دستخوش تغییر زیاد در زوایای حمله نمی‌شوند، آزمایشات در زوایای حمله صفر و 5 درجه (که جریان دچار جدایش می‌شود)، انجام شده است. همچنین ناحیه جدایش تشکیل‌شده پشت ایرفویل با مقطع ناکای ساده و ایرفویل بلانت، در چند بازه زمانی مورد مقایسه قرار گرفته و مکان تشکیل و جابه‌جایی گردابه‌ها مورد بحث قرار گرفته است.

2- تجهیزات و روش آزمایشگاهی

در این بخش به معرفی چیدمان تجربی مورد استفاده در این مطالعه پرداخته خواهد شد. از آن‌جایی که کار تجربی این مطالعه به روش PIV انجام شده است، تشریح تجهیزات نیز در دو بخش ارائه می‌شوند. بخش نخست مربوط به تونل باد و قسمت‌های مختلف آن است. بخش دوم نیز مرتبط با تجهیزات PIV است، همچنین ایرفویل مورد بحث در این مطالعه، هم از نظر ابعاد و هم از نظر نوع مقطع در این بخش معرفی می‌شوند.

2-1- مقطع آزمایش

از یک تونل باد دمشی مدار باز استفاده شده که دارای ابعاد مقطع آزمایش به اندازه 20×20 سانتی‌مترمربع و طول این تونل 2000 میلی‌متر است و مقطع آزمایش در 800 میلی‌متری از ابتدای تونل قرار گرفته است. برای تنظیم سرعت جریان در تونل از دمنده‌ایی که سرعت چرخش آن از طریق یک اینورتور کنترل می‌شود استفاده شده است.

از یک ایرفویل با مقطع ناکا 0024 و طول وتر 5 سانتی‌متر استفاده شده است. طول بال آن 20 سانتی‌متر و دقیقاً به اندازه عرض تونل است تا اثرات ورتیسیته‌های نوک بال وارد میدان نشود و جریان دوبعدی باقی بماند. آزمایشات تا زاویه حمله 5 درجه انجام شده است. جهت بررسی اثرات یک

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-22]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.7.20.8]

تغییر هندسی، از یک ایرفویل به همراه بلانت در لبه فرار استفاده شده است. همان طور که در شکل 1 مشخص است، ضخامت ایرفویل در مقطع بلانت برابر 17/5 درصد وتر در نظر گرفته شده است.

2-2- روش انجام آزمایش

در تکنیک PIV و به‌منظور آشکارسازی، تعدادی ذره به سیال مورد نظر اضافه می‌شود، ذرات باید دارای خواصی باشند از جمله چگالی نزدیک به چگالی سیال داشته باشند تا از حرکت سیال پیروی کنند. با استفاده از لیزر و لنز استوانه‌ای که در برابر لیزر قرار می‌گیرد، یک صفحه مشخص از سیال در ناحیه مورد نظر روشن می‌شود. ذرات داخل سیال بر اثر تابش نور لیزر روشن گردیده و ردیابی می‌شوند. سپس با استفاده از دوربین از این صفحه روشن عکس‌برداری شده و با پردازش این تصویرها، بردارهای سرعت سیال به‌دست می‌آید.

برای پردازش تصویر، دو عکس متوالی با هم مقایسه می‌شوند. بدین‌ترتیب که باید مجوعه‌ای از ذرات را دنبال و تغییر مسیر آن را مشاهده کرد. در حقیقت، عکس‌ها به ماتریس‌هایی از اعداد تبدیل شده، که عدد بزرگ‌تر به معنی نور بیشتر است. سپس ماتریس اصلی به ماتریس‌های کوچک‌تری تقسیم می‌شود. هر یک از این ماتریس‌های کوچک‌تر، نماینده یک دسته ذرات هستند. این ماتریس‌ها، پنجره‌های پویش نامیده می‌شوند. حال باید در عکس دوم به دنبال دسته ذرات نخستین گشت؛ یعنی الگویی که مشابه آن‌ها باشد. در بررسی کمی، باید ماتریسی حتی‌الامکان مشابه ماتریس نخست را در عکس دوم پیدا کرد[20].

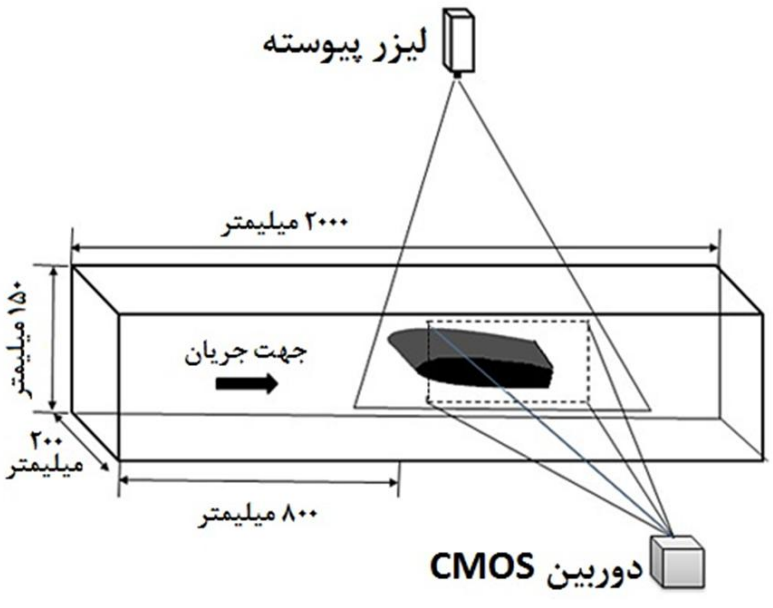
برای عکس‌برداری از یک دوربین مدل 1200 h ساخت شرکت PCO استفاده شده است. همچنین برای پردازش عکس‌ها، از نرم‌افزار پی‌آی‌وی لب استفاده شده است که بر مبنای نرم‌افزار متلب نوشته شده است. نرم‌افزار پی‌آی‌وی لب برای تحلیل عکس‌ها از الگوریتم تبدیل فوریه سریع یا FFT استفاده می‌کند. روش FFT روشی چند مرحله‌ای است که در هر مرحله پنجره بازجویی براساس بردارهای محاسبه شده، در مرحله پیشین اعمال می‌شود و قادر است با دقت بالایی جابه‌جایی خالص، حرکات دورانی و کششی در جریان سیال را اندازه‌گیری می‌کند [21].

در این آزمایش از لیزر تابشی پیوسته CNI مدل MGL-W-532 با توان 5 وات استفاده شده است. درحقیقت استفاده از لیزر پیوسته این امکان را می‌دهد که بتوان سرعت‌های لحظه‌ای جریان را به‌دست آورد. لیزر پیوسته استفاده شده دارای توان نامی 6 وات است. نور خروجی این لیزر سبز که طول موج آن 532 نانومتر است. همچنین قطر پرتو خروجی آن بیشینه 4 میلی‌متر است. برای آشکارسازی قطرات ریز آب و به اندازه کمتر از 5 میکرومتر به‌کار برده شده است. برای این کار از دستگاه رطوبت‌ساز اولتراسونیک استفاده شده است. شکل 2 شماتیکی از تونل باد و ایرفویل و تجهیزات PIV استفاده شده در این مطالعه برای حل دوبعدی را نشان می‌دهد.

2-3- فقدان قطعیت اندازه‌گیری

جهت کالیبراسیون سرعت در تونل باد از یک سرعت‌سنج توربینی با دقت

شکل 1 شماتیکی از ایرفویل دارای بلانت



شکل 2 شماتیکی از تونل باد، ایرفویل و سیستم PIV

0/1 m/s استفاده شده است؛ سرعت‌های مختلف جریان در تونل باد از طریق تنظیم سرعت دوران دمنده تأمین می‌شوند. بیشینه سرعت قابل حصول در تونل باد مورد استفاده تا 25 متر بر ثانیه است. نسبت انسداد جریان در بیشینه زاویه حمله مورد بررسی در این مطالعه (5 درجه) برابر 8 درصد است.

دقت اندازه‌گیری در روش PIV به دقت سنجش فاصله زمانی بین دو قاب عکس و دقت متناظر با تفکیک پیکسل عکس بستگی دارد. فقدان دقت زمانی دو قاب عکس بسیار کم و قابل چشم‌پوشی است. کمبود دقت در تفکیک فاصله، با توجه به اندازه فیزیکی صفحه حساس CMOS، در حدود 0/1 میلی‌متر بوده که منجربه فقدان دقت کمتر از یک درصد در اندازه‌گیری سرعت می‌شود.

به منظور حصول اطمینان از صحت روش آزمایش و نتایج آن در وهله نخست تکرارپذیری نتایج بررسی شده‌اند. علاوه‌بر این با اجرای این روش آزمایش بر مسأله شناخته جریان حول استوانه، نتایج قابل سنجی تهیه و با دیگر نتایج موجود مقایسه شده است. انتخاب جریان حول استوانه برای سنجش صحت، به دلیل وفور کارهای تجربی و همچنین شناخته‌شده‌تر بودن مسئله است. ابتدا در شکل 3 نمایی از بردارهای سرعت متوسط تشکیل‌شده در پشت استوانه نشان داده شده است. در این شکل به وضوح ناحیه جدا شده پشت استوانه مشخص است.

سرعت انتشار گردابه در جریان روی استوانه که از طریق عدد استروهال سنجیده می‌شود با با نتایج تجربی [22] مقایسه و در شکل 4 نشان داده شده است. کار تجربی مورد مقایسه قرار گرفته، مربوط به محدوده وسیعی از اعداد رینولدز است که با روش سیم داغ به‌دست آمده است. عدد استروهال به‌صورت رابطه (1) تعریف می‌شود که در آن f فرکانس تولید گردابه، D قطر استوانه، و U سرعت جریان آزاد است.

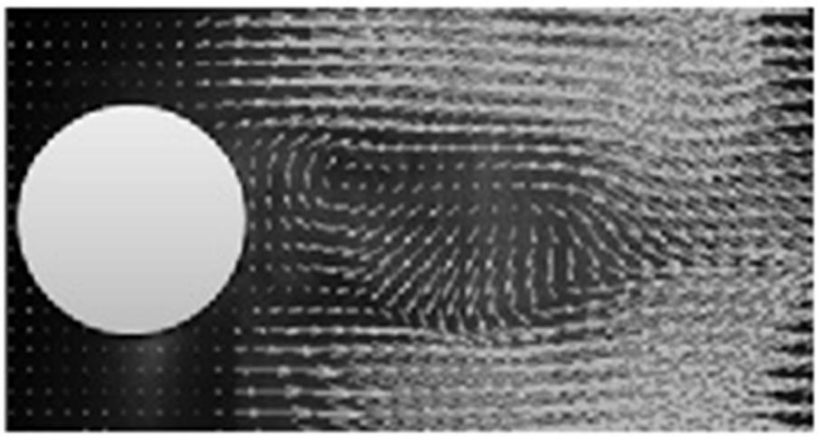
$$\mathrm{St} = \frac{f \times D}{U} \qquad (1)$$

نتایج مربوط به جریان با سه عدد رینولدز 450، 800 و1500 است. براساس نمودار شکل 4، عدد استروهال محاسبه شده برای استوانه در این پژوهش در محدوده 0/197 تا 0/214 قرار گرفته است که با میانگین 6 درصد خطا، دارای مطابقت خوبی با نتایج تجربی مرجع معتبر است.

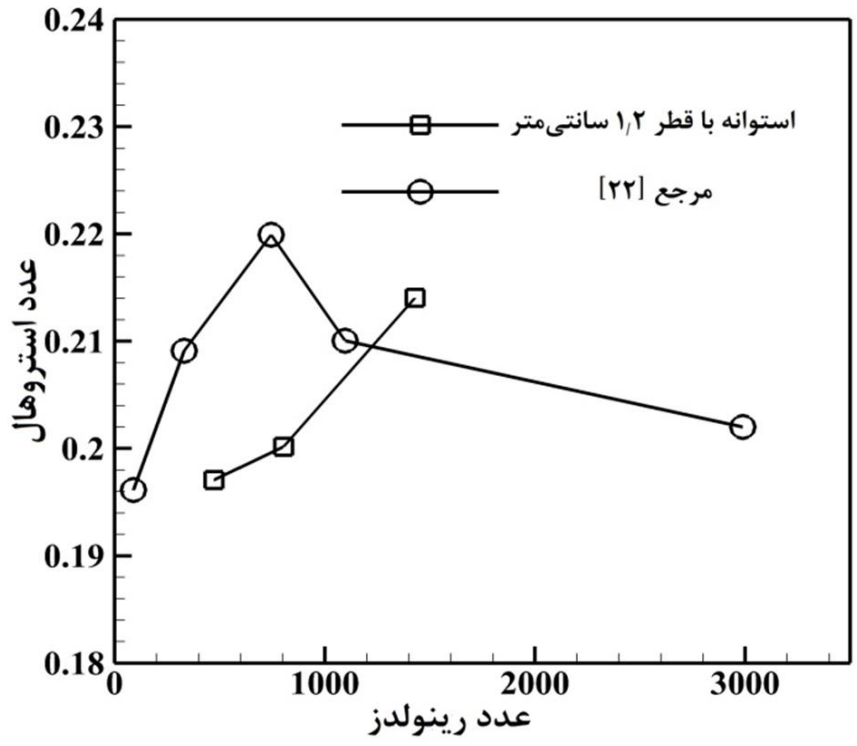
3- بررسی نتایج و بحث

در ادامه به بررسی خصوصیات جریان حول ناکا 0024 بدون تغییر هندسی و دارای بلانت پرداخته می‌شود. در شکل 5 نمونه عکسی از ایرفویل در مقطع آزمایش آورده شده است. این عکس پیش از انجام تحلیل و پردازش است. با

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-22]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.7.20.8]



شکل 3 نمایی از بردارهای سرعت متوسط برای استوانه با قطر1/2 سانتی‌متر در عدد رینولدز 800



شکل 4 نمودار عدد استروهال در برابر عدد رینولدز برای اعتبارسنجی

دقت در شکل به‌خوبی می‌توان توزیع ذرات را به‌ویژه در ناحیه جدایش مشاهده کرد. همچنین طبق تصویر شکل 5، از آن‌جایی که محل اعمال نور لیزر از بالا به پایین صفحه است پس به ناحیه زیر ایرفویل نور کافی نمی‌رسد و ناحیه سایه در پردازش تصاویر، مفهوم فیزیکی ندارد.

3-1- سرعت‌های لحظه‌ای

در شکل‌های 6 و 7 ساختارهای بردارهای سرعت‌های لحظه‌ای، به‌ترتیب برای ایرفویل‌های ساده و بلانت در زاویه حمله 5 درجه، دیده می‌شوند. میدان‌های سرعت با فاصله‌های زمانی 1 میلی‌ثانیه به‌دست آمده‌اند، ولی در تصاویر زیر برای بهتر و واضح‌تر نشان دادن دادن تغییرات ساختار جریان، 4 میدان سرعت لحظه‌ای با فاصله زمانی 15 میلی‌ثانیه برای نمایش انتخاب شده‌اند؛ طوری‌که عکس نخست (از بالا) مربوط به زمان t=0، عکس بعدی در t=15 ms و همین‌طور به‌ترتیب تا عکس چهارم که آخرین عکس مربوط به زمان t=45 ms است. همان‌طور که از تصاویر مشخص است در این زاویه جریان از روی ایرفویل‌ها دچار جدایش شده است و ناحیه بازچرخشی بر ایرفویل‌ها به‌وجود آمده است. دلیل این امر این است که در رینولدز پایین، به‌دلیل جریان آرام شکل گرفته امکان جدایش بیشتر است، نسبت به حالتی که جریان آشفته می‌شود، چون جریان آشفته ممنتوم بیشتری دارد و در برابر جدایش مقاوت بیشتری از خود نشان می‌دهد. در حقیقت در این مطالعه و در رینولدز بسیار کم (زیر 10000)، با ایجاد بلانت در ایرفویل زاویه استال تغییری نکرده است این در حالی است که در مقاله یانگ و همکاران [5] و در رینولدز بالای 10000، زاویه استال در ایرفویل بلانت به تأخیر افتاده است.

شکل 5 خطوط متوسط جریان

براساس شکل 6 ابتدا یک گردابه در داخل ناحیه جدایش و در نزدیکی لایه برشی بالایی به‌وجود می‌آید و سپس با حرکت در جهت جریان به مرور از بین می‌رود و سپس یک گردابه دیگر در داخل ناحیه جدایش و در نزدیکی لایه برشی پایینی به‌وجود می‌آید و شبیه پیشین در جهت جریان حرکت می‌کند و از بین می‌رود و این چرخه تکرار می‌شود. گردابه تشکیل‌شده در لایه برشی بالایی ساعت‌گرد و گردابه تشکیل‌شده در لایه برشی پایینی پادساعت‌گرد است.

براساس شکل 7، در ایرفویل بلانت هم شبیه ایرفویل ساده دو عدد گردابه در لایه‌های برشی بالایی و پایینی شکل می‌گیرند و به‌ترتیب در جهت ساعت‌گرد و پادساعت‌گرد و در راستای جریان حرکت می‌کنند.

3-2- خطوط متوسط جریان

در شکل 8 خطوط متوسط جریان برای ایرفویل ساده و بلانت در زاویای حمله صفر و 5 درجه و در رینولدز 4500 رسم شده است. همان‌طور که از تصاویر شکل 8 مشخص است، در هر دو ایرفویل نقطه جدایش با افزایش زاویه حمله به سمت لبه حمله ایرفویل حرکت کرده؛ به‌طوری که در زاویه حمله 5 درجه ابعاد ناحیه جدایش افزایش پیدا کرده است. با ایجاد بلانت در ایرفویل، در هر دو زاویه حمله صفر و 5 درجه، دو گردابه در ناحیه ویک شکل گرفته که به گردابه‌های فون کارمن معروف[1] است. گردابه‌های فون کارمن که در نزدیکی لایه‌های برشی بالایی و پایینی شکل می‌گیرند دارای ماهیت سه‌بعدی و غیردائم است [23]. از آن‌جایی که ایجاد هندسه بلانت در ایرفویل موجب تغییراتی در لبه فرار می‌شود، در نتیجه در زاویه حمله صفر درجه هم ناحیه ویک پشت ایرفویل شکل گرفته است. البته همان‌طور که از شکل مشخص است در زاویه حمله صفر جریان از روی ایرفویل جدا نشده، بلکه پشت ایرفویل ناحیه ویک تشکیل شده و دو گردابه در لایه‌های برشی بالا و پایین شکل گرفته است. یک تأثیر مهم ایجاد بلانت در ایرفویل اثر این هندسه بر لبه فرار و بر شرط کاتا[2] است. شرط کاتا در ایرفویل بلانت در نقطه‌ای دور از لبه فرار ارضا می‌شود، از سوی دیگر براساس مقاله وینمولر و ون دم [24] این مسأله موجب عملکرد نامناسب ریزش گردابه در ایرفویل بلانت می‌شود.

3-3- بردارهای سرعت متوسط جریان

در شکل 9 بردارهای سرعت میانگین برای ایرفویل ساده و بلانت در زاویه

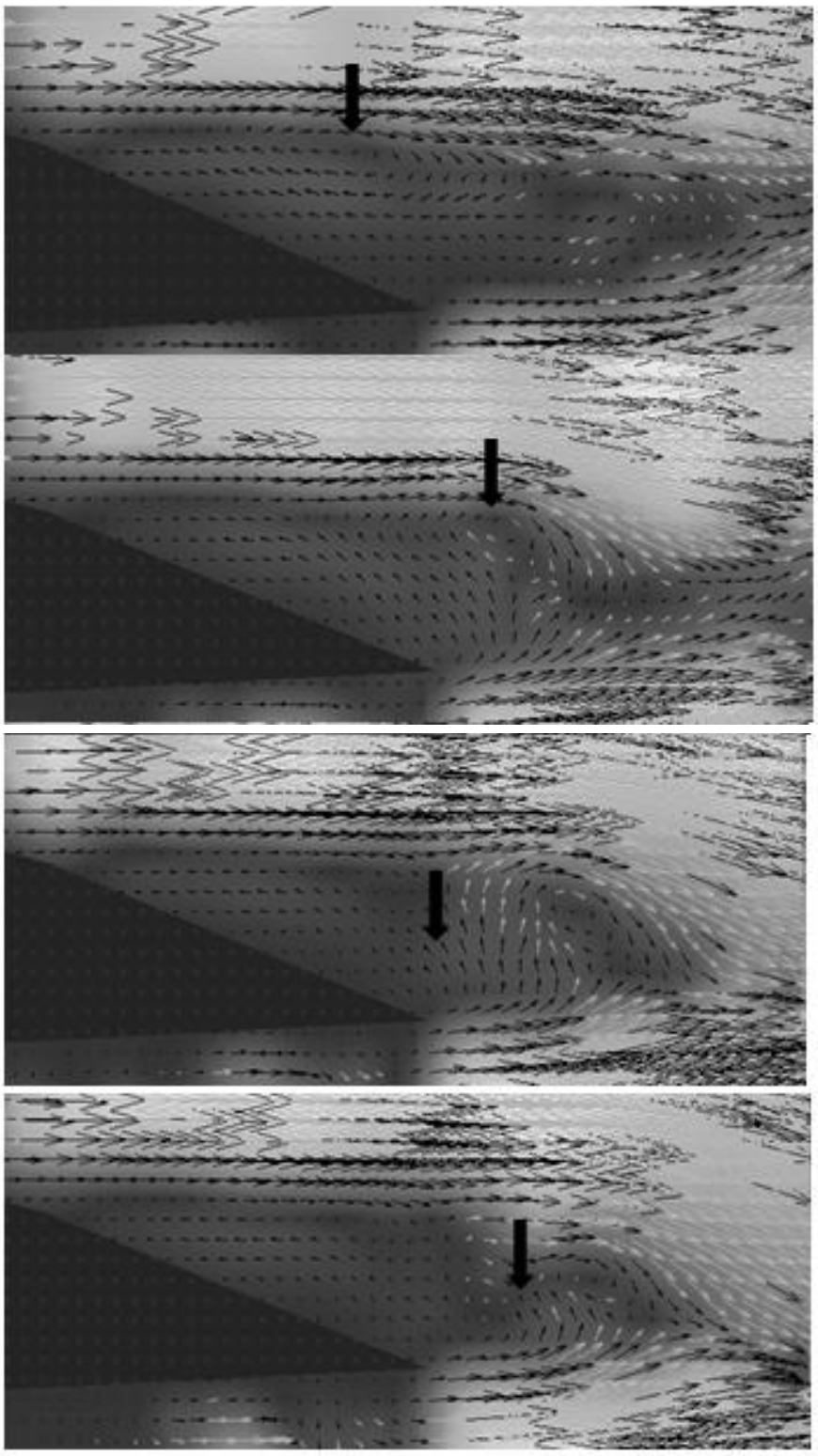
1- Von Karman street
2- Kutta condition

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-22]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.7.20.8]

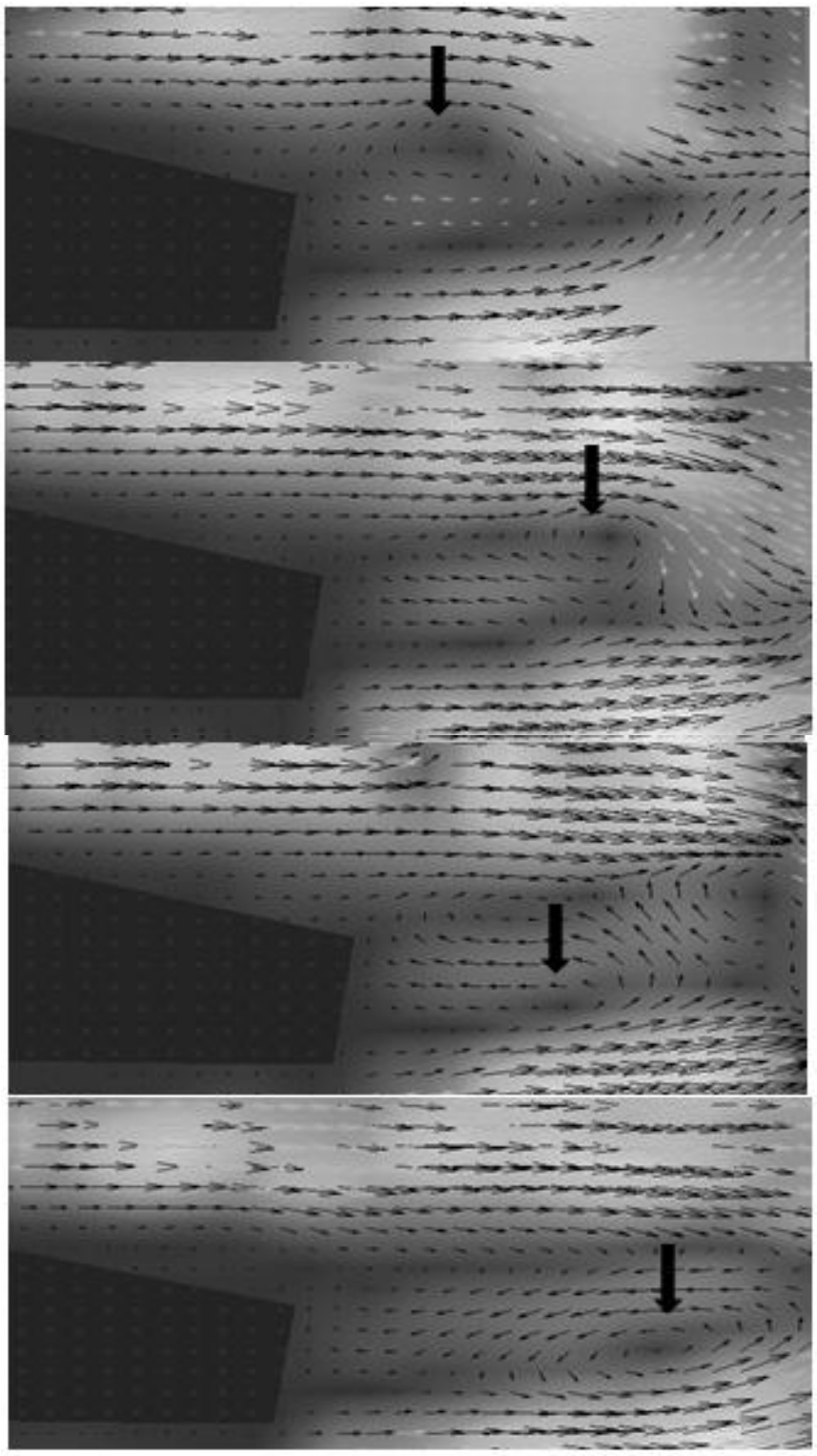
حمله 5 درجه و در عدد رینولدز 4500 رسم شده است. تفاوت اصلی میدان سرعت متوسط و میدان سرعت لحظه‌ای در این است که ساختارهای گردابه‌ای با متوسط‌گیری زمانی از چندین دوره تناوب ریزش گردابه‌ها حاصل شده است. پشت ایرفویل ناحیه سرعت پایینی به‌دلیل تشکیل ناحیه جدایش شکل گرفته و به تدریج با فاصله گرفتن از ناحیه جدایش سرعت افزایش یافته است. مطابق تصاویر شکل 9، ناحیه ویک برای ایرفویل بلانت تا حدودی کوچک‌تر از ایرفویل ساده است. هرچه ناحیه ویک کوچک‌تر شود، ضریب درگ کم‌تر می‌شود و ضریب درگ کم‌تر افزایش نسبت لیفت بر درگ را به همراه دارد. البته گفتنی است که در این مطالعه سرعت جریان آزاد بسیار کم است (3 متر بر ثانیه)، طوری که با افزایش سرعت جریان آزاد (رینولدزهای بالاتر) تفاوت در ابعاد ناحیه ویک برای ایرفویل بلانت نسبت‌به ایرفویل ساده محسوس‌تر خواهد بود [25].

3-4- میدان ورتیسیتی متوسط

در اثر جدا شدن جریان از روی جسم ناحیه‌ای با سرعت کم در پشت جسم به‌وجود می‌آید که در مرز میان این ناحیه کم سرعت و جریان آزاد گرادیان



شکل 6 بردارهای سرعت‌های لحظه‌ای جریان در زاویه حمله 5 درجه برای ایرفویل ساده



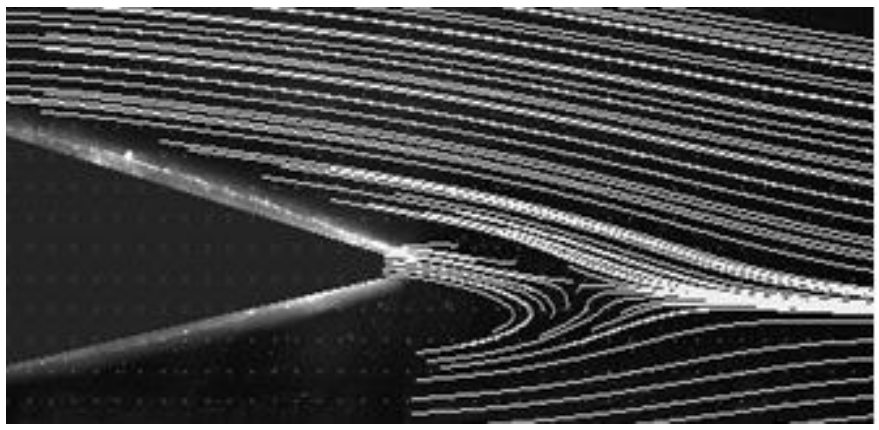
شکل 7 بردارهای سرعت‌های لحظه‌ای جریان در زاویه حمله 5 درجه برای ایرفویل بلانت

سرعت بزرگی پدیدار می‌شود و وجود این گرادیان سرعت سبب ایجاد ناحیه‌ای با تمرکز ورتیسیته بالا می‌شود. با متوسط‌گیری از میدان ورتیسیته لحظه‌ای در چندین دوره تناوب فرکانس ریزش گردابه‌ها، میدان ورتیسیته متوسط به‌دست می‌آید. ورتیسیته عمود بر صفحه از رابطه (2) به‌دست می‌آید.

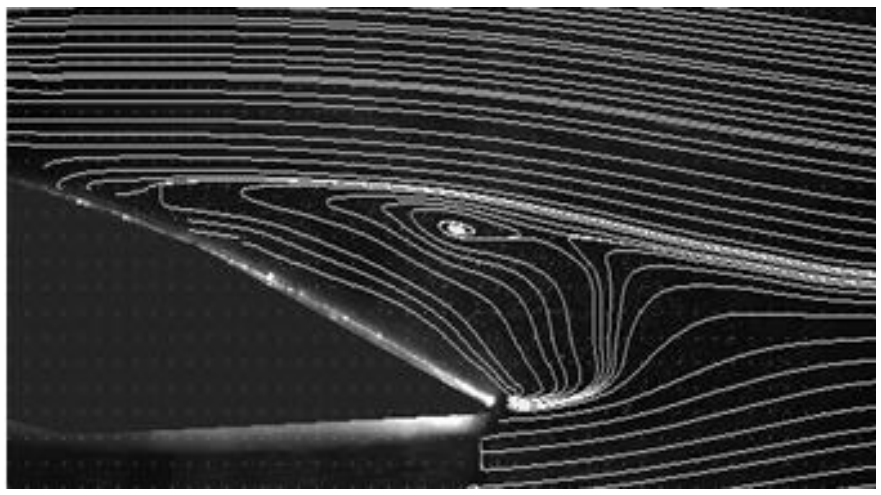
$$\omega = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} \qquad (2)$$

شکل 10 کانتور ورتیسیته میانگین برای ایرفویل ساده و بلانت را در زاویه حمله 5 درجه و رینولدز 4500 را نشان می‌دهد. همان‌طور که از شکل 10 مشخص است، توزیع ورتیسیتی در آغاز ناحیه جدایش پشت ایرفویل فشرده‌تر است و با فاصله گرفتن از ایرفویل از فشردگی آن کاسته می‌شود. در واقع لایه‌های برشی بالایی و پایینی محل تمرکز ورتیسیته است به‌گونه‌ایی که در لایه برشی بالایی مقادیر ورتیسیته منفی و در لایه برشی پایینی مقادیر ورتیسیته مثبت است. براساس تصاویر شکل 10، تمرکز ورتیستی‌ها در هر دو لایه برشی بالایی و پایینی، برای ایرفویل دارای بلانت بیشتر از ایرفویل ساده است. درحقیقت با ایجاد بلانت یک لایه جت هوا در هر دو سطح بالا و پایین ایرفویل تولید می‌شود که منجربه افزایش مقادیر ورتیسیتی در این نواحی می‌شود.

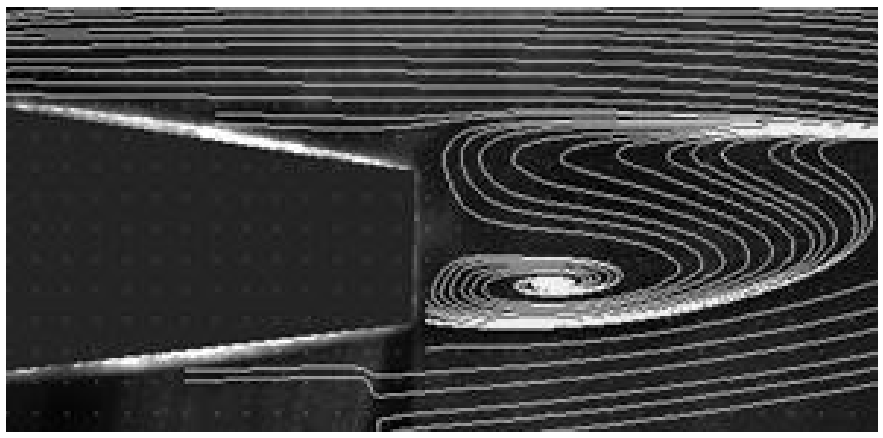
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-22]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.7.20.8]



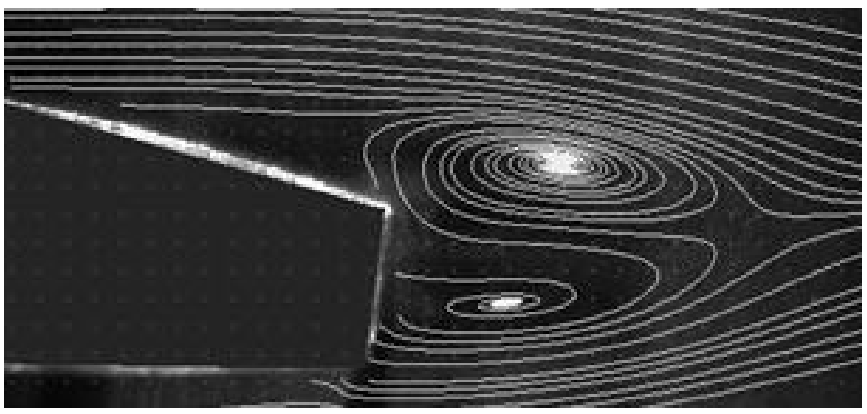
الف- ایرفویل ساده در زاویه حمله صفر درجه



ب- ایرفویل ساده در زاویه حمله 5 درجه



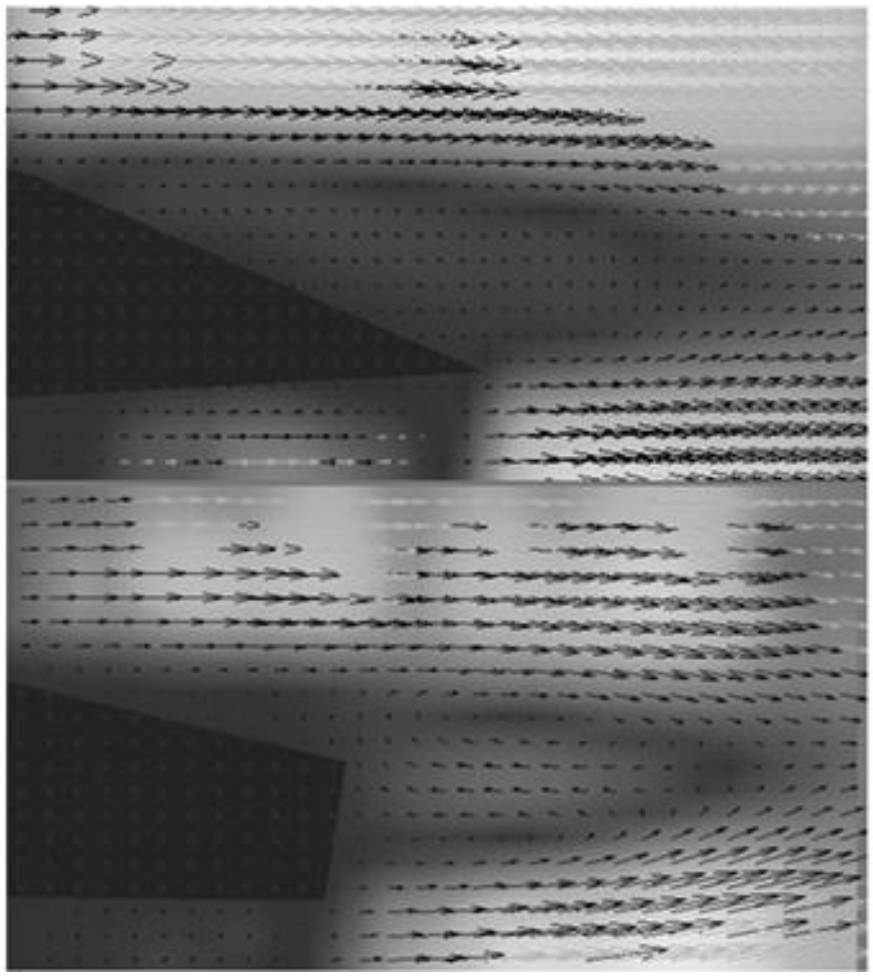
ج- ایرفویل بلانت در زاویه حمله صفر درجه



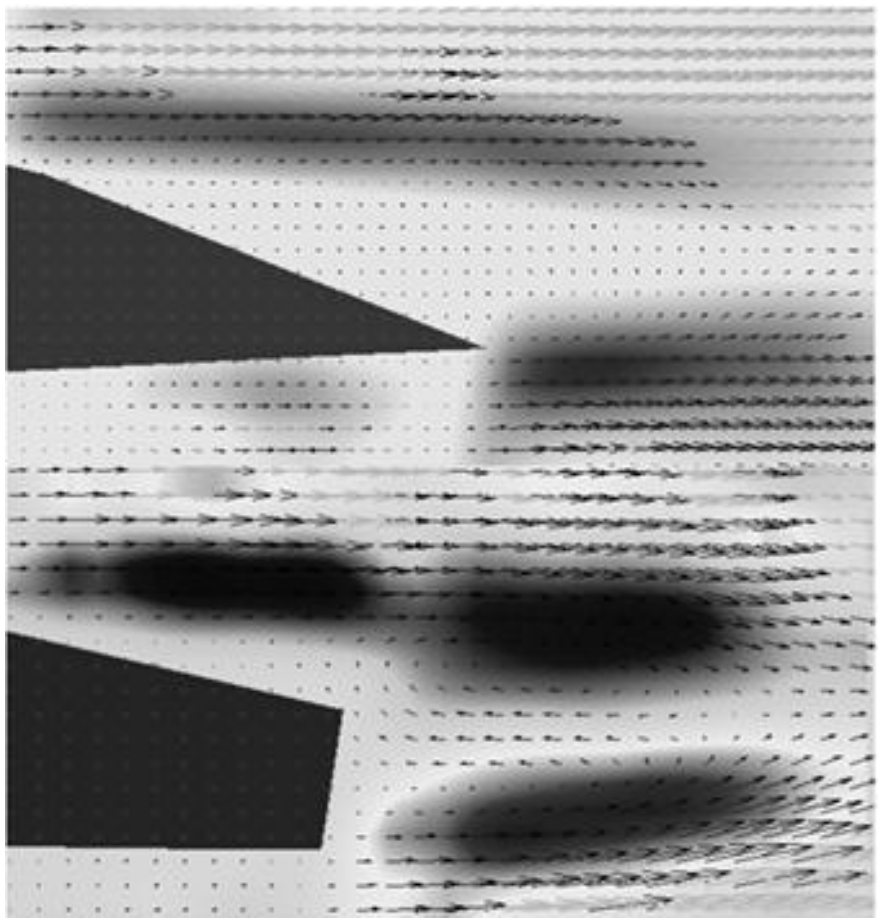
د- ایرفویل بلانت در زاویه حمله 5 درجه

شکل 8 خطوط متوسط جریان

همان‌طور که در بخش پیشین بیان شد، بلانت در ایرفویل موجب تولید ناحیه فون کارمن شده است که دو گردابه در آن شکل می‌گیرد، در واقع افزایش ورتیسیتی در ایرفویل بلانت نسبت‌به ایرفویل ساده، منجربه تشکیل ناحیه فون کارمن شده است. همچنین براساس تصاویر، برای هر دو ایرفویل تمرکز ورتیسیتی در لایه برشی بالایی (مقادیر منفی)، بیشتر از لایه برشی پایینی است. بنابر مطالب بیان‌شده می‌توان انتظار داشت، افزایش ورتیسیتی در ایرفویل بلانت نسبت‌به ایرفویل ساده، منجربه تولید ضریب لیفت بیشتری



شکل 9 بردارهای سرعت متوسط جریان در زاویه حمله 5 درجه برای ایرفویل ساده (بالا) و ایرفویل بلانت (پایین)



شکل 10 میدان ورتیسیتی متوسط در زاویه حمله 5 درجه برای ایرفویل ساده (بالا) و ایرفویل بلانت (پایین)

شود. این مطلب در مقاله ترولین و همکاران [7] هم نتیجه گرفته شده است.

4- نتیجه‌گیری

در این پژوهش به بررسی تجربی جریان حول ایرفویل بلانت، براساس ساختارهای لحظه‌ای جریان پرداخته شد. براین اساس از روش اندازه‌گیری PIV، از روش‌های جدید در مکانیک سیالات، استفاده شده است. ایرفویل ضخیم و متقارن با مقطع ناکا 0024 انتخاب و بررسی‌های سرعت لحظه‌ای و متوسط جریان، خطوط جریان و میدان ورتیسیتی متوسط در رینولدز 4500

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-22]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.7.20.8]

و در تونل باد سرعت پایین انجام شد، نشان داده شد.

1) دو گردابه یکی در نزدیکی لایه برشی بالایی و در جهت ساعت‌گرد و یکی در نزدیکی لایه برشی پایینی و در جهت پادساعت‌گرد و به‌صورت متوالی شکل می‌گیرند و در جهت جریان تا نابودی حرکت می‌کنند و این سیکل دوباره تکرار می‌شود.

2) جدایش جریان در ایرفویل ساده ناکا 0024 و ایرفویل دارای بلانت در رینولدزهای بسیار پایین، در زاویه حمله 5 درجه رخ می‌دهد که عدم تغییر زاویه استال به معنای عدم تاثیر مخرب بلانت در ایرفویل روی زاویه استال است.

3) همچنین مشاهده شد ابعاد ناحیه جدایش جریان در ایرفویل بلانت کوچک‌تر از ایرفویل ساده است که این به معنای تولید نیروی درگ کم‌تر است.

4) ایرفویل دارای بلانت، در هر دو زاویه حمله صفر و 5 درجه، دارای دو گردابه در ناحیه ویک است.

5) مقادیر ورتیسیتی در ایرفویل بلانت نسبت به ایرفویل ساده افزایش پیدا کرده است در نتیجه افزایش بیشتر نیروی لیفت در ایرفویل بلانت نسبت به ایرفویل ساده قابل پیش بینی است.

5- فهرست علائم

D	قطر استوانه (متر)
f	فرکانس (s^{-1})
$St=\frac{(f\times D)}{U}$	عدد استروهال
u	سرعت در جهت افقی ($m.s^{-1}$)
U	سرعت جریان آزاد ($m.s^{-1}$)
v	سرعت در جهت عمودی ($m.s^{-1}$)

علائم یونانی

ω	ورتیسیتی

6- مراجع

[1] R. Kline, F. Fogleman, The Ultimate Paper Airplane, *Simon and Schuster, New York,* NY, 1985.
[2] S. Witherspoon, F. Finaish, Experimental and Computational studies of flow developments around an airfoil with backward-facing steps, *American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA*-96-2481-CP, 1996.
[3] M. Boroomand, S. Hosseinverdi, Numerical investigation of turbulent flow around a stepped airfoil at high Reynolds number, *In ASME 2009 Fluids Engineering Division Summer Meeting,* American Society of Mechanical Engineers, pp. 2163-2174, 2009.
[4] D. D. Chao, C. P. Van Dam, Computational aerodynamic analysis of a blunt trailing edge airfoil modification to the NREL Phase VI rotor, *Wind Energy,* No. 10.6, pp. 529-550, 2007
[5] K. Yang, L. Zhang, J. Xu, Simulation of aerodynamic performance affected by vortex generators on blunt trailing-edge airfoils, *Science in China Series E: Technological Sciences,* No. 53.1, pp. 1-7, 2010.
[6] M. El-Gammal, H. Hangan, Three-dimensional wake dynamics of a blunt and divergent trailing edge airfoil, *Experiments in Fluids,* No. 44.5, pp. 705-717, 2008.
[7] D. R. Troolin, E. K. Longmire, W. T. Lai, Time resolved PIV analysis of flow over a NACA 0015 airfoil with Gurney flap, *Experiments in Fluids* 41, No. 2, pp. 241-254, 2006.
[8] R. W. Derksen, M. Agelinchaab, M. Tachie, Characteristics of the Flow over a NACA0012 Airfoil at Low Reynolds Numbers, *WIT Transactions on Engineering Sciences,* No. 59, pp. 143-152, 2008.
[9] P. Wernert, G. Koerber, F. Wietrich, M. Raffel, J. Kompenhans, Demonstration by PIV of the non-reproducibility of the flow field around an airfoil pitching under deep dynamic stall conditions and consequences thereof, *Aerospace science and technology,* No. 2, pp.125-135, 1997.
[10] J. Soria, T. H. New, T. T. Lim, K. Parker, Multigrid CCDPIV measurements of accelerated flow past an airfoil at an angle of attack of 30, *Experimental thermal and fluid science,* No. 5, pp. 667-676, 2003.
[11] F. De Gregorio, F. Giuseppe, Flow control on a high thickness airfoil by a trapped vortex cavity, *In 14th International symposium on applications of laser techniques to fluid mechanics,* Lisbon, Portugal. 2008.
[12] A. Zanotti, S. Melone, A. D.Andrea, Experimental-numerical investigation of a pitching airfoil in deep dynamic stall, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering,* No.228.4, pp. 557-566, 2014.
[13] A. Villegas, F. J. Diez, Evaluation of unsteady pressure fields and forces in rotating airfoils from time-resolved PIV, *Experiments in Fluids,* No. 55.4, pp.1-17, 2014.
[14] P. Kunz, I. Kroo, Analysis, design, and testing of airfoils for use at ultra-low Reynolds numbers, *Proceedings of a Workshop on Fixed and Flapping Flight at Low Reynolds Numbers,* Notre Dame. sn, 2000.
[15] K. J. Drost, H. Johnson, S. V. Apte, J. A. Liburdy, Low Reynolds Number Flow Dynamics of a Thin Airfoil with an Actuated Leading Edge, *41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*. 2011.
[16] M. M. Alam, Y. Zhou, H. X. Yang, H. Guo, J. Mi, The ultra-low Reynolds number airfoil wake, *Experiments in fluids,* No. 48.1, pp. 81-103, 2010.
[17] S. Sunada, T. Yasuda, K. Yasuda, K. Kawachi, Comparison of wing characteristics at an ultralow Reynolds number, *Journal of aircraft, No.* 39.2 pp. 331-338, 2002.
[18] D. Mateescu, M. Abdo, Analysis of flows past airfoils at very low Reynolds numbers, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, No.* 224.7 pp. 757-775, 2010.
[19] M. Dehghan Manshadi, F. Pourfattah, Numerical study about role of ground effect on flow transition from laminar to turbulentregime at low Reynolds numbers, *Modares Mechanical Engineering,* Vol. 14, No. 9, pp. 203-210, 2014 (In Persian).
[20] M. Raffel C. Willert S. Wereley J. Kompenhans, Particle Image Velocimetry: A Practical Guide, Second Edition. *Springer*. 2007.
[21] R. Gilbert, D. A. Johnson, Evaluation of FFT-based cross correlation algorithms for PIV in a periodic grooved channel, *Experiments in Fluids,* No.34, pp. 473-483, 2003.
[22] F. M. White, Fluid mechanics, *McGraw-Hill International Editions,* WCB, Boston,1999.
[23] J. P. Baker, E. A. Mayda, C. P. Van Dam, Experimental analysis of thick blunt trailing-edge wind turbine airfoils, *Journal of Solar Energy Engineering, No.* 128.4, pp. 422-431, 2006.
[24] T. Winnemöller, C. P. Van Dam, Design and numerical optimization of thick airfoils including blunt trailing edges, *Journal of Aircraft,* No. 44, pp. 232-240, 2007.
[25] J. P. Baker, P. Jonathon, C. P. Van Dam, Drag reduction of a blunt trailing-edge airfoil, *University of California,* Davis, 2009.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2024-09-22]
[DOR: 20.1001.1.10275940.1394.15.7.20.8]